**AUA** *AUSTRIAN AIRLINES*

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

GENERAL INFORMATION

(Douglas DC-3)

T 51 a

Bearbeitet: Greda

Ausgabe: 1/6/1964

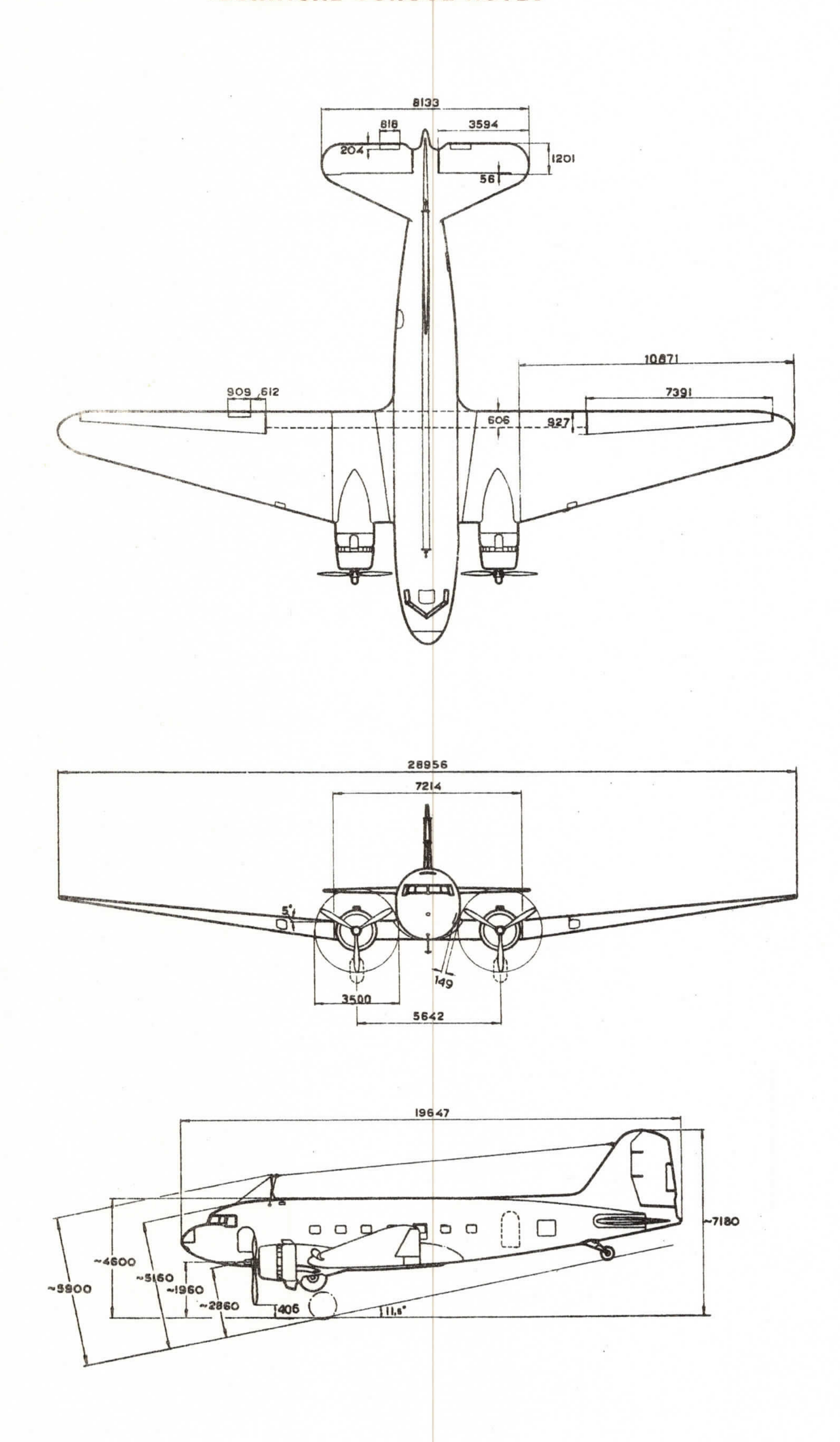
Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

## GENERAL INFORMATION

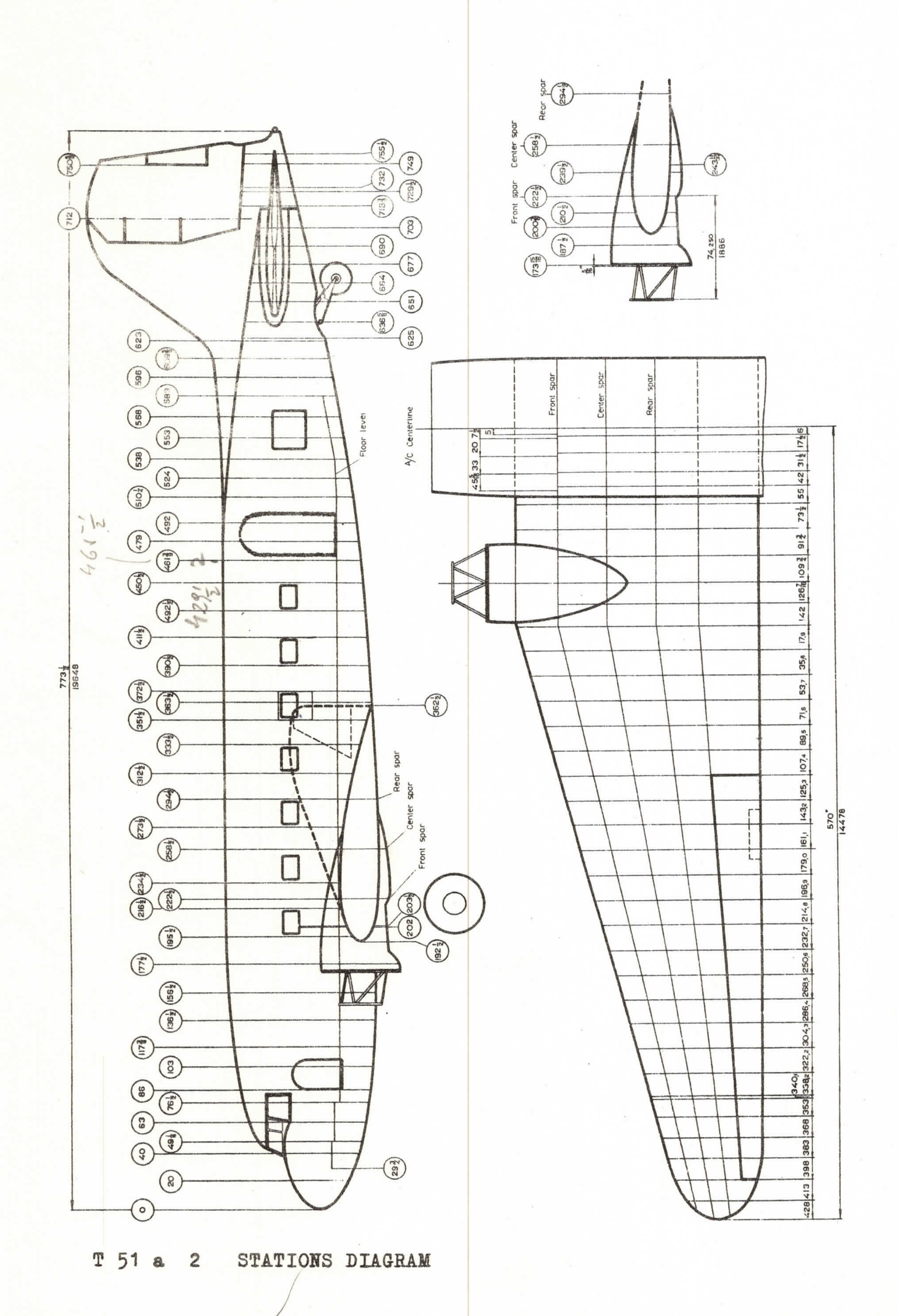
Inhaltsangabe



Abbildungsverzeichnis




T 51 a 1 GENERAL DIMENSIONS




T 51 a 2 STATIONS DIAGRAM

2 Mann für
Heckradlenkung

Ring
min. 8.25 cm Ø

mit Leder
überzogen
20...21 cm

Achse

Schleppseilende

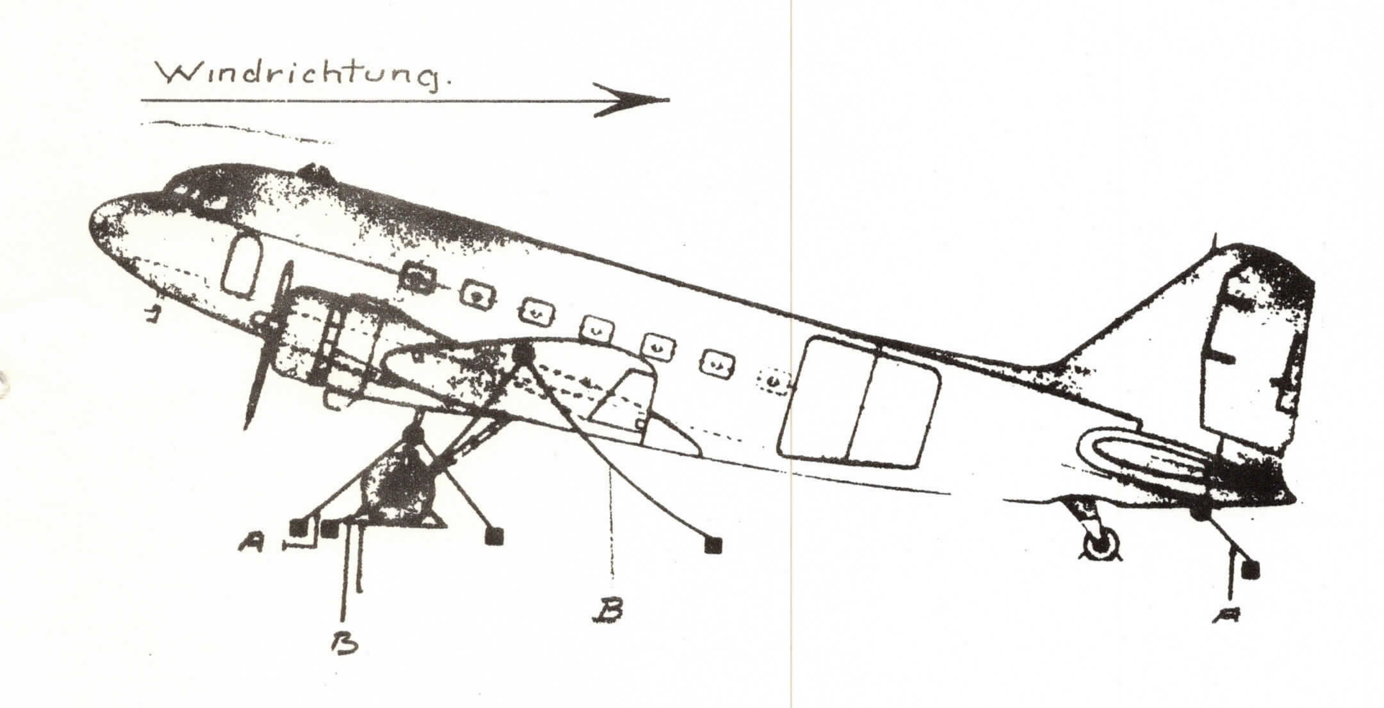
Spur
ca. 5,6m

1 Mann für
die Bremse

Min.Seillänge
3 1/2 mal Spur-
breite, ca.17,0 m

Laufrad
min.15...
16cm Ø

T 51 a 3 TOWING FORWARD




Erklärung:

■ Feste Verankerungs Punkte am Boden.

● Verankerungs Punkte am Flugzeuge.

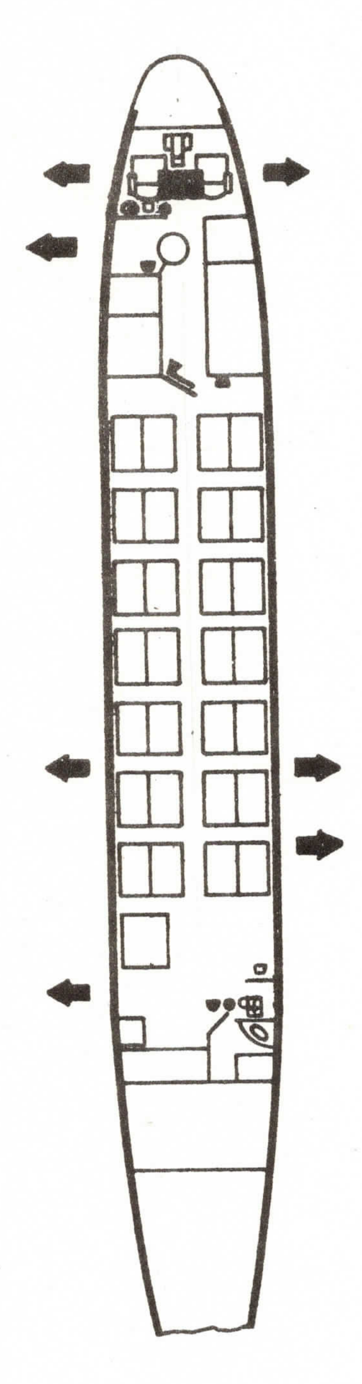
△ Bremsklötze.

A. Diese Seile müssen gespannt sein.

B. Diese Seile müssen locker sein.

T 51 a 4 PARKING



NOTSEIL

HANDFEUERLÖSCHER ($CO_2$)

HANDFEUERLÖSCHER ($H_2O$)

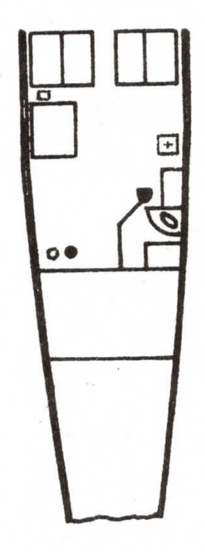
BEIL

NOTAPOTHEKE

NOTAUSSTIEG

G-LAMPE

SAUERSTOFF



VERSION OE-LBD, OE-LBN

VERSION OE-LBC

T 51 a 5 EQUIPMENT

# GENERAL INFORMATION

## 1. General

Bei den bei Austrian Airlines in Verwendung stehenden drei Flugzeugen des Typs Douglas DC-3 handelt es sich um Maschinen, die früher bei Skandinavian Airlines System bzw. "LINJEFLYG" in Schweden in Einsatz standen.

Zwei davon, OE-LBD und OE-LBN, sind Flugzeuge des Typs Douglas DC-3 D, welche nach dem Krieg im Jahre 1946 bereits wieder für den zivilen Passagiertransport gebaut wurden. Die dritte Maschine, OE-LBC wurde 1944 gebaut und ist eine Maschine jenes Typs, der bei der "United States Air Force" unter der Bezeichnung C 47 meistens für Frachttransporte eingesetzt war.

Aus diesem Grunde bestehen zwischen dieser Maschine und den beiden anderen gewisse Unterschiede, hauptsächlich in Form einer großen doppelflügeligen Frachttüre auf der linken Rumpfseite.

## 2. Dimensions

### General

| | |
|---|---|
| Span (Spannweite) | 28,95 m |
| Length (Länge) | 19,64 m |
| Height (Höhe, Rumpf in horizontaler Lage) | 7,18 m |

### Wings

| | |
|---|---|
| Chord at root (Profiltiefe an der Flügelwurzel) | 4,30 m |
| Chord near tip (Profiltiefe am Flügelende) | 1,42 m |
| Incidence (Einstellwinkel) | 2° |
| Dihedral (V-Stellung des Außenflügels) | 5° |
| Sweepback (Pfeilung des Außenflügels) | 15° |

### Horizontal Stabilizer

| | |
|---|---|
| Span (Spannweite) | 8,13 m |
| Maximum Chord (Profiltiefe) | 2,05 m |

| | |
|---|---|
| Incidence (Einstellwinkel) | 0° |
| Dihedral (V-Stellung) | 0° |

Fuselage

| | |
|---|---|
| Width (max. Breite) | 2,48 m |
| Heigth (max. Höhe) | 2,70 m |
| Length (Länge) | 19,64 m |

Areas

| | |
|---|---|
| Wings less ailerons (Tragfläche ohne Querruder) | 82,6 $m^2$ |
| Aileron (Querruder) | 9,7 $m^2$ |
| Flaps (Landeklappen) | 7,6 $m^2$ |
| Horizontal Stabilizers, including elevators (Höhenleitwerk) | 16,7 $m^2$ |
| Elevators (Höhenruder) | 7,7 $m^2$ |
| Fin (Seitenflosse) | 3,5 $m^2$ |
| Rudder (Seitenruder) | 4,2 $m^2$ |

3. Weights

| | |
|---|---|
| Maximum take-off | 12 200 kg |
| Maximum landing | 12 200 kg |

4. Lifting

Im Prinzip ist es möglich, die Douglas DC-3 an drei Punkten aufzubocken; und zwar befinden sich neben den beiden Hauptfahrwerken am Tragflächenmittelstück, sowie am Rumpfheck hinter dem Spornrad, halbkugelförmige "Jacking pads".

Wird das Flugzeug aufgebockt, so ist grundsätzlich folgendes zu beachten:

- Gesamtgewicht nicht mehr als 9 500 kg
- Spornrad verriegelt
- Bremse gelöst
- Stets an beiden vorderen "Jacking pads" gleichzeitig anheben.
- Bei alleinigem Aufbocken der Hecksektion nicht mehr als 17 cm anheben.

5. Leveling

Um das Ausnivellieren des Flugzeuges, welches bei Abwiegen und verschiedenen anderen Anlässen erforderlich ist, zu erleichtern, sind folgende Bezugspunkte vorgesehen, an denen jeweils eine spezielle Wasserwaage angebracht werden kann.

Zum Nivellieren der Flugzeuglängsachse befinden sich diese Bezugspunkte an der Rumpfaußenseite unterhalb des sechsten Kabinenfensters.

Zum Nivellieren der Flugzeugquerachse sind sie an der Unterseite des Tragflächenmittelstückes auf der linken Seite.

6. Towing

Das Abschleppen der Douglas DC-3 erfolgt am zweckmäßigsten mit einer Schleppstange, welche in die dafür vorgesehenen Zapfen des Spornrades eingehängt wird. Dabei darf der Winkel zwischen Flugzeuglängsachse und Schleppstange 60° nicht überschreiten und das Flugzeug ausschließlich in nicht vollbeladenem Zustand auf festen, ebenen Flächen nach rückwärts gezogen werden, jegliches Schieben der Maschine ist wegen der dadurch enstehenden abnormalen Beanspruchung des Spornrades zu vermeiden. Sollte es erforderlich sein, das Flugzeug vorwärts zu bewegen, so muß es mit einem an den Hauptfahrwerken befestigtem Seil gezogen werden (siehe Abb. T 51 a 3).

In jedem Fall ist natürlich auch darauf zu achten, daß die "Ground locks" an den Hauptfahrwerken angebracht sind, die Spornradverriegelung offen ist, die Parkbremse gelöst ist, sich ein Mann im Cockpit befindet und die Abschleppgeschwindigkeit 8 km/h nicht überschreitet.

7. Parking

Sollte es notwendig sein, das Flugzeug für längere Zeit im Freien abzustellen, so ist es vor allem wichtig, daß die Maschine gegen den Wind steht. Weiters müssen sämtliche Fenster und Türen korrekt

geschlossen werden, das Bordnetz ausgeschaltet sein, sämtliche Locks an Fahrwerk und Ruderflächen angebracht werden, die Staurohre abgedeckt sein, sowie die Fahrwerksräder durch Bremsklötze blockiert und die Spornradarretierung eingerastet sein. Ferner sollen, wenn möglich, die Abdeckungen am Motor und Propeller angebracht werden.

Besteht die Möglichkeit, daß Windstärken von 40 Knoten oder mehr auftreten, so muß das Flugzeug an den dafür vorgesehenen fünf Punkten (den beiden Hauptfahrwerken, den beiden Außenflügeln, sowie der Hecksektion des Rumpfes) mit Seilen verankert werden.

Besteht die Gefahr, daß Windstärken über 65 Knoten auftreten, so soll das Flugzeug im Hangar, oder auf einem windgeschützten Platz abgestellt werden.

8. Line identification

Sämtliche Leitungen und Rohre sind, um eine bessere Identifizierung zu ermöglichen, durch einen Farb-Code gekennzeichnet, der dem, in der internationalen Luftfahrttechnik gebräuchlichen, entspricht.

**AUA** *AUSTRIAN AIRLINES*

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

AIR CONDITIONING

(Douglas DC-3)

T 52 a

Bearbeitet: Ing. Kozak

Ausgabe: 1/6/1964

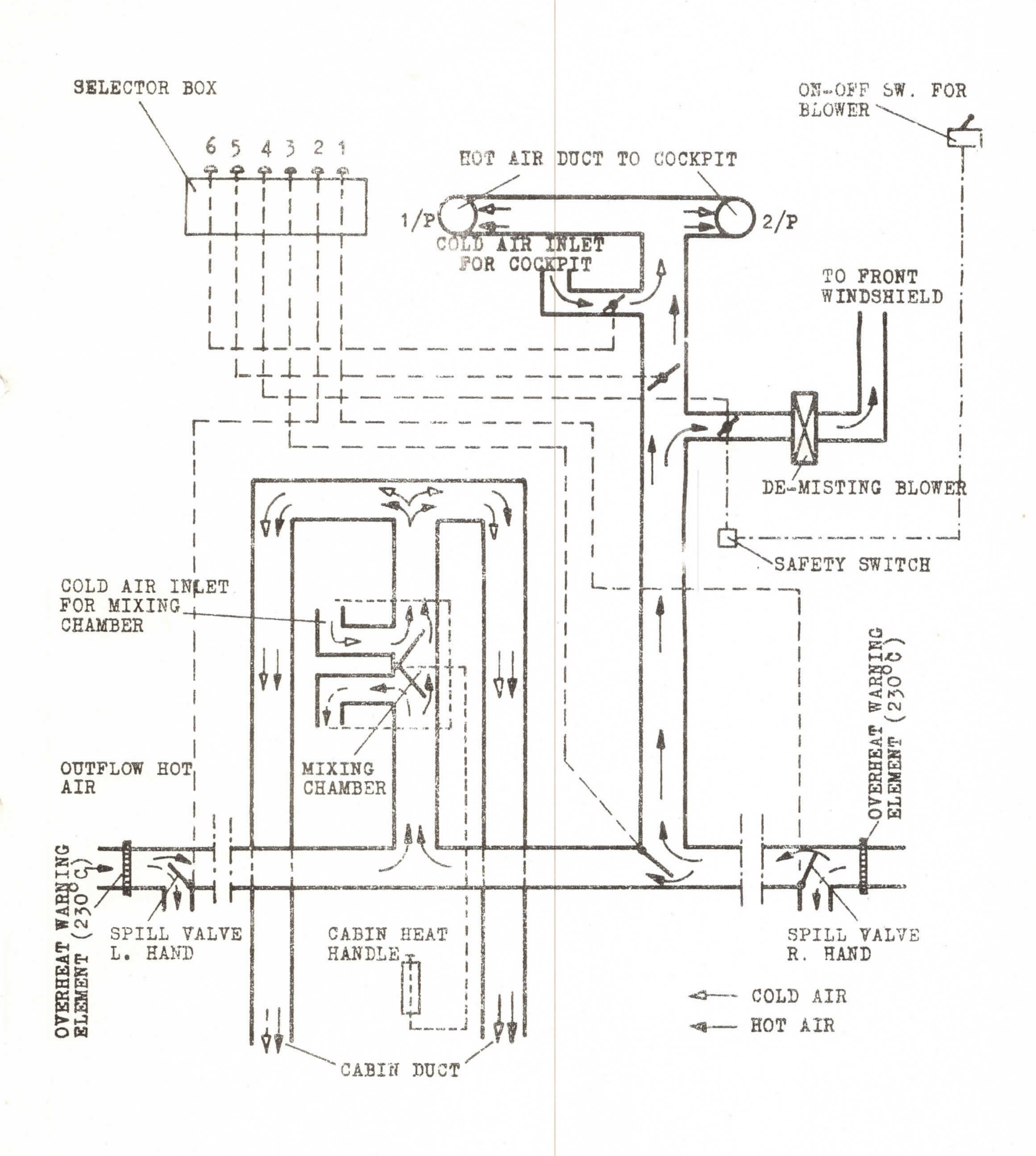
Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

# AIR CONDITIONING

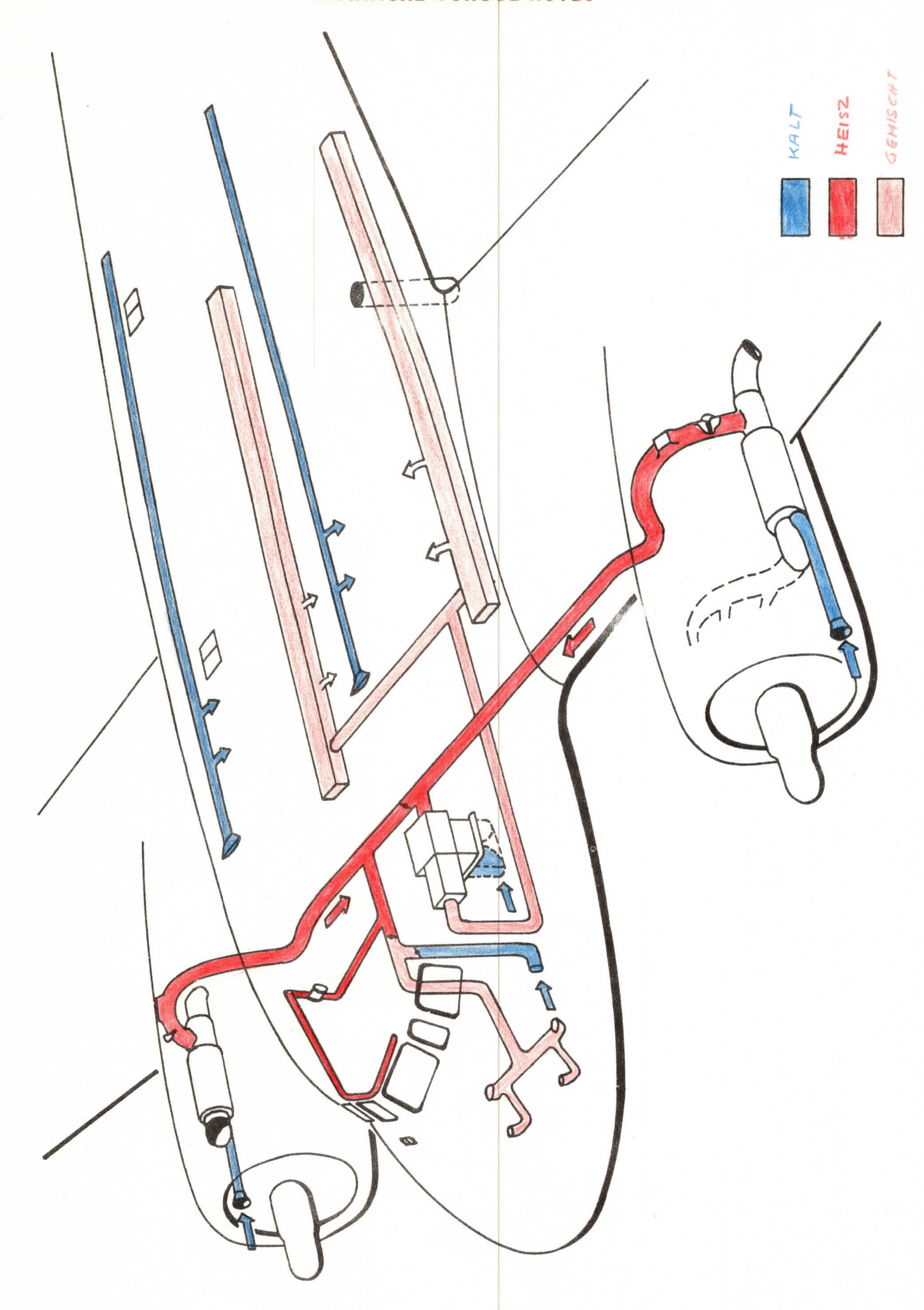
## Inhaltsangabe



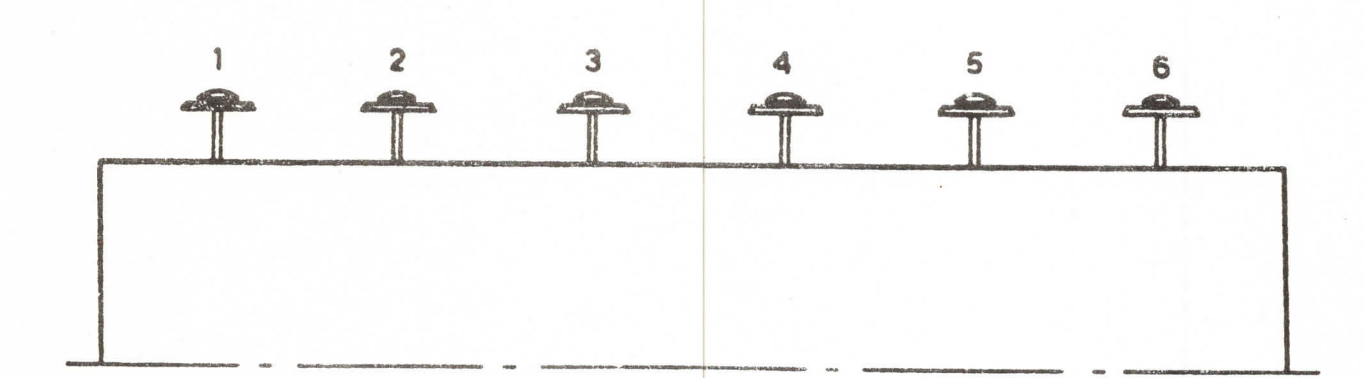
## Abbildungsverzeichnis



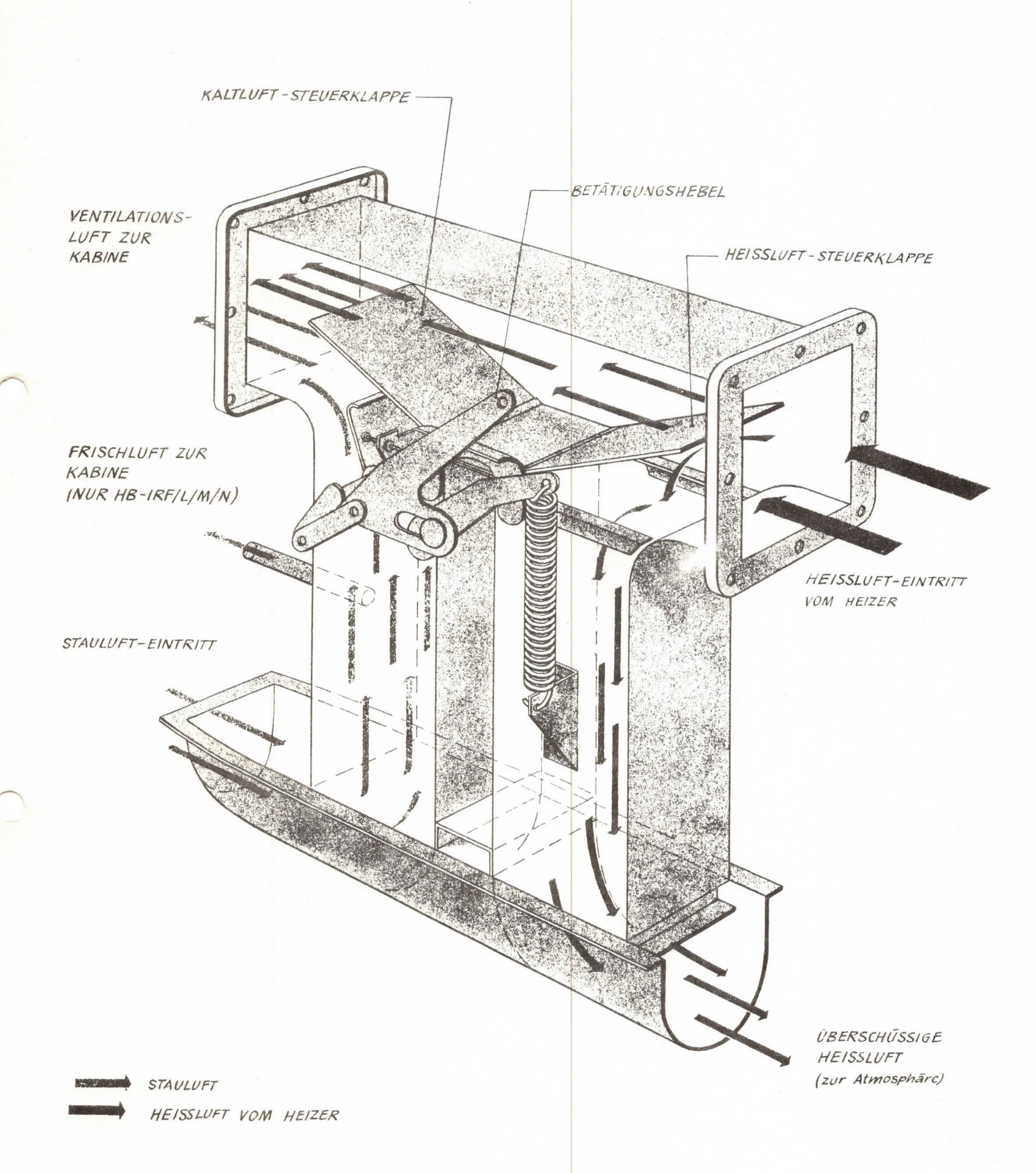

T 52 a 1 AIRCONDITIONING SYSTEM - SCHEMATISCH




T 52 a 2 AIRCONDITIONING SYSTEM - ANORDNUNG DER BAUTEILE




T 52 a 3 SELECTOR BOX




T 52 a 4 MIXING CHAMBER

MAIN JUNCTION BUS
93
2
TS25
5A
CIRCUIT BREAKER
1
TS27
MAIN BUS
TS26
2 BUS
31
80
96
TS14
TS24
TS3
TS15
TS2
RIGHT NAC. JUNCT.BUS
TS16
2
13
1
2
TS16
TS14A
NOSE JUNCTION BUS
36
34
35
2
T 35
TS6
TS7
LEFT WING JUNCTION BUS
1
2
2
1
2
T 84
13
2
LEFT NACELLE JUNCTION BUS
TS4
RIGHT
JUNCT. BOX IN NACELLE
3-4
FIRE CALL JUNCT. BUS
10
12
11
TS8
TS9
TS10
TS2A
5 Cabin Heater Warning Switch
WARNING LIGHTS
R.H.
6-7
L.H.
2
1
BUS IN NAC. LEFT
2
LEFT
Cabin Heater Warning Switch (232°C)
5

T 52 a 5 CABIN HEATER WARNING CIRCUIT

DE-FROSTER JUNCTION BOX
1
2
3
FAN RELAY
4
5
6
7
2
BLOWER
2
4
DB73-14
DB74-14
JUNCTION BOX RADIO COMP. CEILING
RIGHT OVERHEAD PANEL
5
OPERATION SWITCH
DB75-14
DB76-14
DB70 -14
DB69-14
DB71-14
DB77-14
DB78-14
2
64
63
31
DB79-14
CIRCUIT BREAKER
MAIN JUNCTION BOX
15A
6
DB80-14
MAIN BUS
MICRO SWITCH AND OPERATION SWITCH MUST BE ON, FOR PUMP OPERATION!
7
MICRO SWITCH MIXING CHAMBER
SELECTOR FROM MIXING CHAMBER (DE-FROSTER WIND SHIELD)

T 52 a 6 DE FROSTER FAN CIRCUIT (DE ICING BLOWER)

# AIR CONDITIONING

## Beschreibung

### 1. Allgemeines

Das Flugzeug ist mit einem Ventilations- und Luftheizungssystem ausgestattet. An jeder Triebwerksgondel befindet sich ein Wärmetauscher im Abgassystem des Triebwerks und versorgt Cockpit, Windshield-De Froster Auslässe und die Kabine mit warmer Frischluft.

### 2. Kaltluftventilation

Kalte Frischluft betritt die Kaltluftleitungen (Ventilating Air Ducts), die in den Hatracks verlaufen, durch je eine Frischluftaufnahme an jeder Flugzeugseite. Die Ventilation wird durch zwei Klappen gesteuert, die manuell an der Vorderseite des Front Cabin Bulkhead betätigt werden. Bei jeder Sitzreihe befinden sich verstellbare Auslaßventile, die individuell von den Passagieren eingestellt werden können.

Außerdem befindet sich ein Kaltluftauslaß in der Toilette.

Die Luft verläßt die Kabine durch zwei verstellbare Auslässe im Kabinendach.

### 3. Heizung der Kabine

Kalte Frischluft wird in einem Triebwerksabgas-Wärmetauscher erhitzt und mittels Rohrleitungen in den Rumpf geführt.

Ein Temperaturschalter befindet sich in den Warmluftleitungen in jeder Gondel vor dem Spill Valve (Luftablaßventile).

Wenn die Temperatur 230°C erreicht, wird durch den Temperaturschalter ein im Cockpit auf der rechten Seite des Instrument Panel befindliches rotes Warnlicht zum Aufleuchten gebracht. In einem solchen Fall muß das Spill Valve geöffnet werden, wodurch ein Teil der heißen Luft über Bord geht. Die Spill Valve Controls befinden sich an der Control Box hinter dem Copiloten und können in jede beliebige Stellung zwischen HEAT und DUMP gestellt werden.

Die Heißluft gelangt hernach in eine Mischkammer (Mixing Chamber), die sich unter dem Kabinenboden befindet.

In dieser Kammer wird die Heißluft mit Kaltluft gemischt, die von einem Kaltlufteinlaß (Cold Air Intake) an der Rumpfunterseite aufgenommen wird.

In der Mixing Chamber befindet sich ein Ventil, das mit einem vor dem Front Bulkhead der Kabine angeordneten Hebel gesteuert wird. Dadurch läßt sich die Lufttemperatur am Austritt der Mixing Chamber regeln.

Die temperaturgeregelte Luft gelangt dann über zwei Luftleitungen, die sich beiderseitig über dem Fußboden befinden, in die Kabine.

4. Heizung des Cockpit

Heißluft vom rechten Wärmetauscher wird in das Cockpit geführt.

Die Heißluftzufuhr zum Cockpit wird mittels eines Ventils gesteuert, das durch einen Hebel an der Control Box (Hot Air Cockpit) betätigt wird.

Die Temperatur der Luft für das Cockpit kann mittels eines Hebels an der Control Box (Cold Air) geregelt werden, und zwar wird kalte Frischluft von einem Lufteinlaß an der Rumpfunterseite aufgenommen und je nach Ventilstellung mit der Heißluft gemischt.

Ein Luftauslaß befindet sich auch im Front Cargo Compartment und besteht aus einem verstellbaren Ventil.

5. Windshield De Froster System

Ein Teil der vom rechten Wärmetauscher kommenden Warmluft wird für das Windshield De Froster System verwendet. Da es oft notwendig ist, die Windshield De Frosters auch während des Taxiing zur Verfügung zu haben, befindet sich ein Gebläse in dem System (Windshield De Froster Fan), das vom Cockpit geschaltet wird. Der Fan kann jedoch nur anlaufen, wenn der Hebel "De Froster Heat" in Stellung ON ist, wodurch der Fan mit Luft versorgt wird.

AUA AUSTRIAN AIRLINES

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

| AUTO PILOT<br>(Douglas DC-3) |
| --- |
| T 52 b |

Bearbeitet: Ing. Kozak

Ausgabe: 1/6/1964

Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

# AUTO PILOT

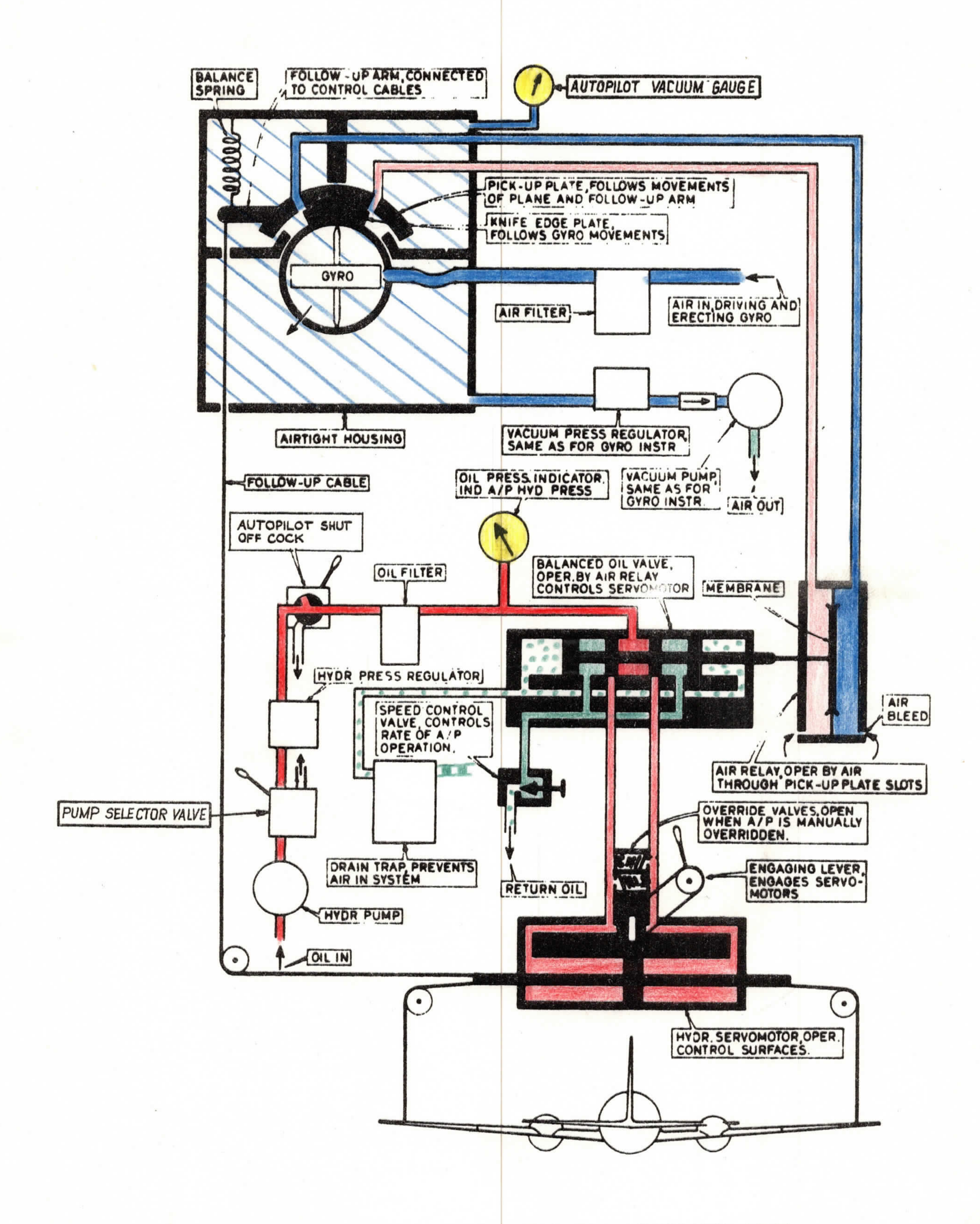
## Inhaltsangabe



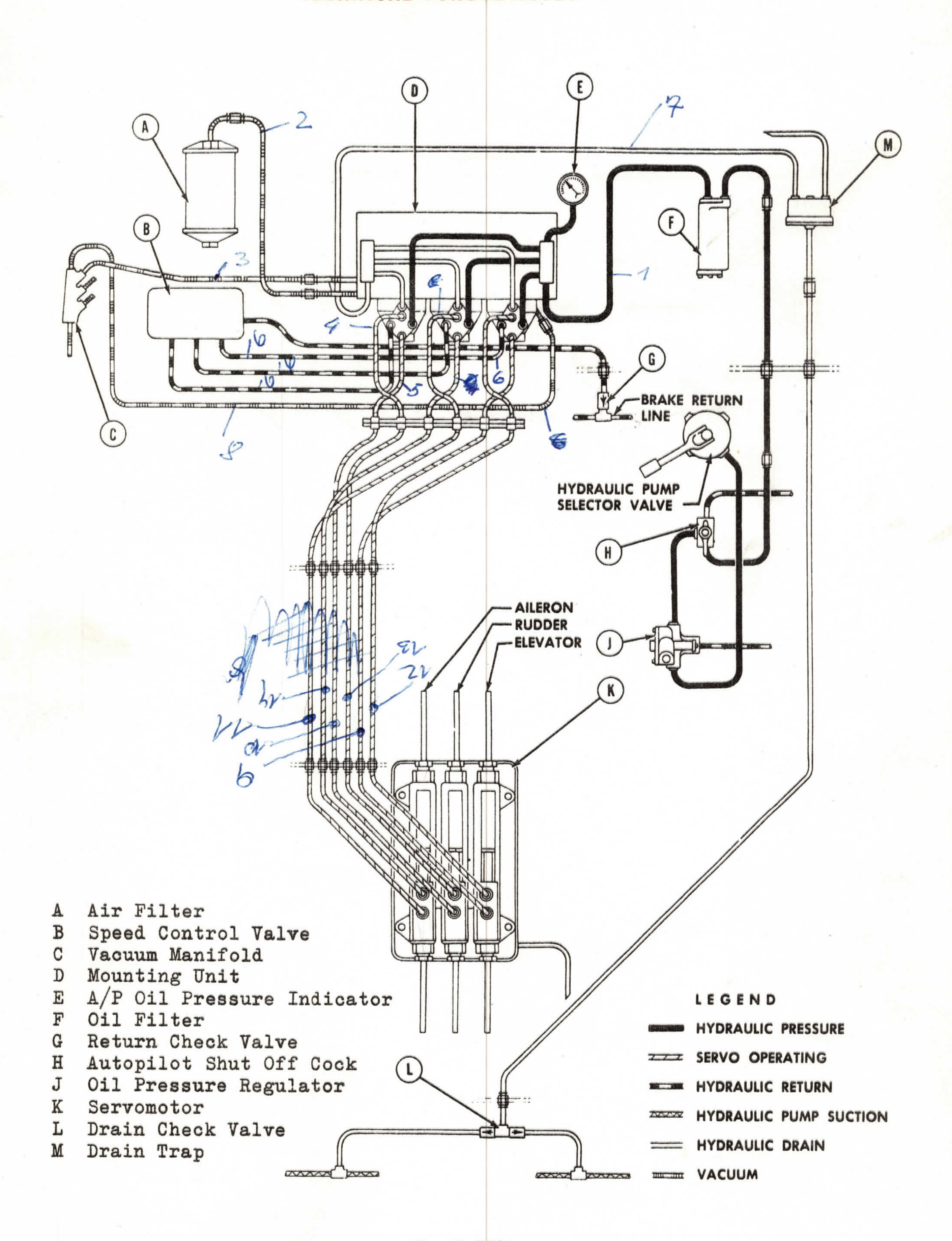
## Abbildungsverzeichnis



T 52 b 1




T 52 b 1 SCHEMATISCHE DARSTELLUNG DER AUTOMATISCHEN QUERRUDERSTEUERUNG

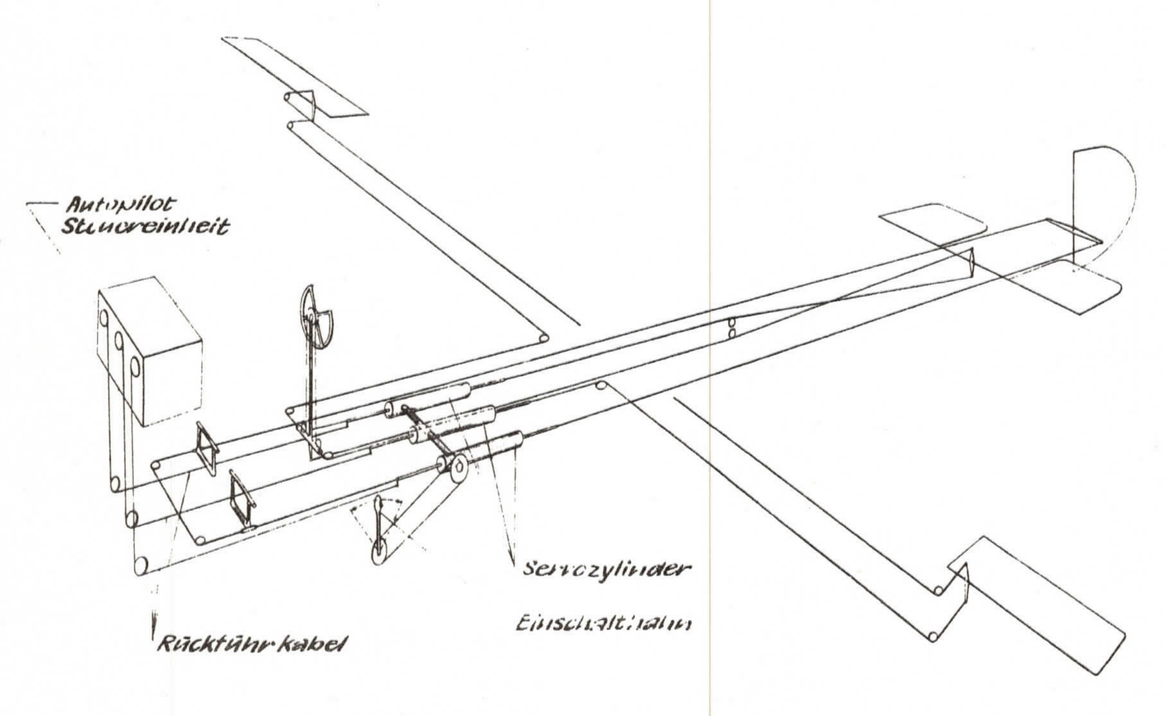



A Air Filter
B Speed Control Valve
C Vacuum Manifold
D Mounting Unit
E A/P Oil Pressure Indicator
F Oil Filter
G Return Check Valve
H Autopilot Shut Off Cock
J Oil Pressure Regulator
K Servomotor
L Drain Check Valve
M Drain Trap

T 52 b 2 AUTOMATIC PILOT SYSTEM

Einstellknöpfe für Follow-up System
Seitenruder
Querruder
Höhenruder
Follow-up Einstellmarke (Querruder)
Fixe Marke
Follow-up Bezugsmarke (Querruder
Follow-up Bezugsmarke (Höhenruder)
Follow-up Einstellmarke (Höhenruder)
Horizontbalken
Kursrose
Follow-up Kursrose
Knopf für Kreiselblockierung und Kurseinstellung
Verstellknopf zu Flugzeugsilhuette
Knopf für Kreiselblockierung

## Steuerkabelanschluss für Autopilot




T 52 b 3 ANZEIGE-, STEUER- UND ÜBERTRAGUNGSELEMENTE

# AUTO PILOT

## Allgemeines

Der Auto Pilot gibt die Möglichkeit einer automatischen Flugsteuerung unter Verwendung von Kreiselgeräten.

Die Flugsteuerung durch den Auto Pilot erfolgt mit Drucköl, das vom Hydrauliksystem des Flugzeuges entnommen wird.

## Arbeitsweise

1. Prinzip

   Beim Auto Piloten lassen sich 2 Hauptteile unterscheiden:

   A. Ein pneumatischer Teil, welcher mittels Kreiseln die Lage des Flugzeuges kontrolliert und Steuerventile betätigt.

   B. Ein hydraulischer Teil, welcher die Leistung für die Betätigung der Steuerflächen zur Verfügung stellt. Das Hydrauliksystem wird von den pneumatischen Steuerventilen gesteuert.

2. Pneumatischer Steuerteil

   Die Steuerung des Flugzeuges erfolgt auf Grund der Informationen, die von 2 Kreiselinstrumenten, einem Kurskreisel und einem künstlichen Horizont geliefert werden.

   Es werden Querneigung, Längsneigung und Kurs des Flugzeuges gesteuert. Die grundsätzliche Funktion des Auto Piloten ist für alle drei Fälle dieselbe. Weicht das Flugzeug aus seiner Sollage ab, so wird der äußere Teil des Steuerelementes mit den Schlitzen (pick-off) gegenüber dem im Raum stabilen inneren Teil (Kreisel) verdreht. Je nach Größe der Abweichung werden die Schlitze mehr oder weniger geöffnet bzw. geschlossen. Dadurch wird bestimmt, auf welcher Seite des Membranventils mehr oder weniger Luft angesaugt wird. Da die Luft gezwungen ist, durch Filter zu strömen,

entsteht ein Druckabfall, was sich durch Unterdruck auf der einen oder anderen Seite des Membranventils äußert. Dadurch wird dann das Steuerventil des Hydraulikteils betätigt.

3. Hydraulischer Steuerteil

Das pneumatisch betätigte Membranventil steuert ein hydraulisches Servoventil. Letzteres läßt, je nach Stellung, Drucköl (120 psi) auf die eine oder andere Seite des Steuerkolbens fließen, welcher dann die Steuerflächen des Flugzeuges über die normalen Steuerkabel direkt mechanisch betätigt.

Die Empfindlichkeit des Auto Piloten ist für die 3 Steuersysteme (Kurs, Längsneigung, Querneigung) getrennt einstellbar; dazu dient je ein von Hand regelbares Ventil in den Ölrücklaufleitungen. Öffnet man das entsprechende Ventil nur wenig, so kann das Rücklauföl aus dem Steuerzylinder nicht genügend schnell abfließen, sodaß die Betätigung der Steuerflächen langsam erfolgt. Wird eine zu hohe Empfindlichkeit eingestellt, so äußert sich das durch Schwingungen des betr. Steuerorgans, welche natürlich am Steuerknüppel oder an den Pedalen fühlbar sind.

Jeder Autopilot muß aus Sicherheitsgründen auch im eingeschaltetem Zustand durch den Piloten überwunden werden können. Die Kräfte, die der Autopilot auf die Steuerorgane ausüben kann, müssen also kleiner als jene sein, die der Pilot mittels Steuerknüppel und Pedalen zu erzeugen vermag. Dies wird durch zwei Überdruckventile erreicht. Wenn der Pilot einen Steuerausschlag erzwingt, steigt der Druck im Steuerzylinder, bis eines der beiden einstellbaren Überdruckventile öffnet und beide Seiten des Arbeitskolbens miteinander verbindet. Der Steuerkolben ist dann trotz des auf ihn wirkenden Druckes in seinem Zylinder verschiebbar.

4. Rückführung

Nicht nur die Bewegungen des Flugzeuges haben einen Einfluß auf die Funktionen des Autopiloten. Zusätzlich werden nämlich die Ausschläge der Steuerflächen auf mechanischem Weg den Kreiselinstrumenten mitgeteilt und für die Steuerung verwendet. Die Rückführung

der Steuerausschläge wirkt stabilisierend auf die Lage des Flugzeuges. Ohne diese Rückführungen würde das Flugzeug um alle 3 Achsen ausgeprägte Schwingungen ausführen (dies trotz der Eigenstabilität des Flugzeuges), weil man auch für geringfügige Abweichungen aus der normalen Fluglage volle Steuerausschläge erhielte. Die stabilisierende Wirkung der Rückführungen kommt dadurch zustande, daß die Steuerausschläge nach Maßgabe der Abweichungen der Flugzeugebene aus der horizontalen Lage dosiert werden. Je mehr sich die Lage des Flugzeuges nach einer Abweichung wieder der Normallage nähert, umso kleiner werden die Steuerausschläge.

5. Inbetriebnahme des Autopiloten

Die Kreiselinstrumente sind betriebsbereit, sobald die Kreisel die volle Drehzahl erreicht haben, d.h. einige Minuten nach dem Laufenlassen der Motoren, da dadurch gleichzeitig die Vakuumanlage in Betrieb gesetzt wird.

Der hydraulische Steuerteil des Autopiloten darf erst dann eingeschaltet werden, wenn sich das Flugzeug schon in der Luft befindet. Vor dem Start wird der sog. Motorwählhahn auf "Take-off"-Stellung (nach hinten) gestellt. Die beiden Hydraulikpumpen (je eine pro Motor) arbeiten dann parallel auf das Hydrauliksystem.

Wenn der Autopilot in Betrieb genommen werden soll, wird der Motorwählerhahn nach vorn umgelegt. Die linke Hydraulikpumpe arbeitet dann auf den Autopiloten, während die rechte Pumpe die Hydraulikanlage speist.

Das Umlegen des Motorwählerhahnes genügt noch nicht, um den Autopiloten in Betrieb zu setzen, da das Drucköl vorläufig, statt auf den Steuerkolben zu wirken, noch durch einen By-pass direkt in die Rücklaufleitung fließt. Der Arbeitszylinder ist "hydraulisch kurzgeschlossen". Damit der Autopilot seine Funktion ausüben kann, muß der By-pass geschlossen werden (Auto Pilot Shut off cock am Pedestal auf ON).

Bauteile

1. Directional Control Unit

Die Directional Control Unit hält das Flugzeug auf gleichbleibendem Kurs, indem die Bewegungen des Seitenruders gesteuert werden. In dem Gerät befindet sich ein Kreisel der mit einer Drehzahl von 10 000 ... 20 000 U/min umläuft. Der Kreisel wird pneumatisch angetrieben und gestützt. Der Antriebsluftstrom wird durch eine Vakuumpumpe erzeugt, die einen Unterdruck von ca. 4 in Hg erzielt. Die Stützung des Kreisels erfolgt ebenfalls pneumatisch.

An der Außenseite der Kreiselaufhängung ist eine Kompaßrose angebracht, die gemeinsam mit dem Kreisel auf den gewünschten Kurs mit Hilfe des Caging-Knopfes gebracht werden kann.

2. Bank and Climb Unit

Die Bank and Climb Unit hält das Flugzeug in horizontaler Fluglage indem sie Quer- und Höhenruder steuert. Sie erhält die Signale von einem um seine vertikale Achse rotierenden Kreisel.

Der Kreisel ist pneumatisch angetrieben und gestützt.

An der Vorderseite der Bank and Climb Unit befindet sich ein "Aileron"-Knopf, mit dem man die Aileron-Control einstellen kann, sowie ein "Elevator"-Knopf, mit dem man die Elevator-Control einstellen kann.

Ein Caging-Knopf an der Vorderseite ermöglicht eine Einstellung des Kreisels in horizontale Lage relativ zum Gehäuse der Bank and Climb Unit.

3. Hydraulic System

Das Hydrauliksystem des Autopilot enthält für Rudder, Elevator und Aileron je ein ausgeglichenes Ölventil (Oil Valve), einen hydraulischen Servomotor (Arbeitszylinder) der die Steuerflächen betätigt, ein Ölfilter und ein Drosselventil (Speed Control Valve). Letzteres steuert die Geschwindigkeit mit der die Servomotoren arbeiten. Dies wird dadurch erzielt, daß man den Abfluß vom Servo-

motor über Oil Valve zum Rücklauf drosselt. Das Speed Control Valve soll im Flug niemals ganz geschlossen sein, da dann die Servomotoren nicht arbeiten können.

Eine Öldruckanzeige am Copilots Instrument Panel zeigt den Öldruck in der Zuleitung zum Autopilot.

Der Druck im Autopilot-Hydrauliksystem wird durch einen Regler, der sich im Hydraulik Compartment befindet, auf 120 psi begrenzt.

AUA AUSTRIAN AIRLINES

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

## ELECTRICAL POWER

(Douglas DC-3)

T 52 c

Bearbeitet: Ing. Kozak

Ausgabe: 1/6/1964

Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)




# ELECTRICAL POWER

## Inhaltsangabe



## Abbildungsverzeichnis





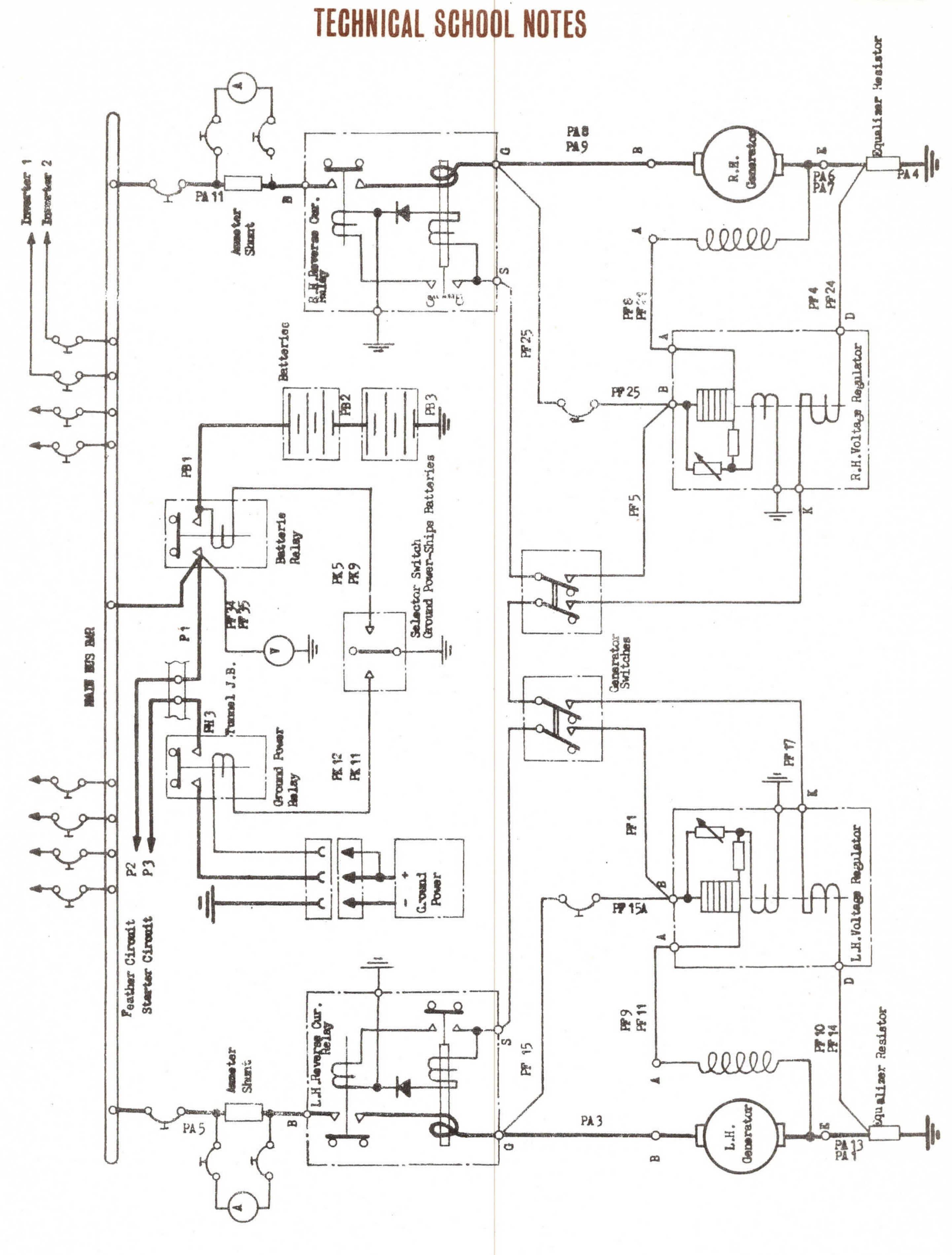

T 52 c 1 ANORDNUNG DER BAUTEILE

| Position | Stück | Benennung |
|---|---|---|
| 1 | 3 | Instrument Panel |
| 2 | 1 | Nose junction box |
| 3 | 1 | Warning horn |
| 4 | 2 | Pitot heater |
| 5 | 1 | Tunnel |
| 6 | 2 | Wing illumination light LH and RH |
| 7 | 1 | Main junction box |
| 8 | 2 | Batterie |
| 9 | 2 | Booster pump |
| 10 | 1 | Nacelle junction box LH |
| 11 | 1 | Firewall junction box LH |
| 12 | 2 | Oil and fuel warning relay LH |
| 13 | 1 | Feathering pump LH |
| 14 | 1 | Landing gear warning switch LH |
| 15 | 1 | Wing junction box LH |
| 16 | 1 | Landing light LH |
| 17 | 1 | Landing light junction box LH |
| 18 | 1 | Wing tip junction box LH |
| 19 | 1 | Nav. light (red) LH |
| 20 | 1 | Pantry panel |
| 21 | 1 | Door warning light switch |
| 22 | 1 | Ceiling light after cargo compartment |
| 23 | 1 | Tail cone junction box |
| 24 | 1 | Nav. light tail (white) |
| 25 | 1 | Anti-collision light |
| 26 | 1 | Pantry light |
| 27 | 1 | Ceiling light after cargo compartment |
| 28 | 1 | Emergency bell |
| 29 | 1 | Bell |
| 30 | 1 | Junction box ceiling armatur number 4 |
| 31 | 1 | Toilet ceiling armatur |
| 32 | 1 | Toilet junction box |
| 33 | 1 | Door warning switch |
| 34 | 21 | Reading light |
| 35 | 1 | Alcohol de-icer motor |
| 36 | 3 | Light ceiling armatur |
| 37 | 1 | Alcohol quantity transmitter |
| 38 | 1 | Alcohol quantity junction box |
| 39 | 1 | Ignition circuit junction box |
| 40 | 1 | Fuel quantity junction box |

T 52 c 1 a BESCHREIBUNG ZU ABB. T 52 c 1

| Position | Stück | Benennung |
| --- | --- | --- |
| 41 | 1 | No smoking. Fasten seat belts |
| 42 | 1 | Ground power junction box |
| 43 | 1 | Forward cargo compartment junction box LH |
| 44 | 1 | Surface de-icer distributor valve motor junction box |
| 45 | 1 | Forward cargo compartment junction box RH |
| 46 | 1 | Magnesyn compass transmitter |
| 47 | 1 | Surface de-icer distributor motor |
| 48 | 1 | Landing gear warning switch RH |
| 49 | 1 | Radio compartment ceiling junction box |
| 50 | 2 | Oil and fuel warning relay RH |
| 51 | 1 | Wing junction box RH |
| 52 | 1 | Feathering pump RH |
| 53 | 1 | Nacelle junction box RH |
| 54 | 1 | Landing light junction box |
| 55 | 1 | Landing light RH |
| 56 | 1 | Wing tip junction box RH |
| 57 | 1 | Nav. light (green) RH |
| 58 | 1 | Firewall junction box RH |
| 59 | 1 | Fire warning bell |
| 60 | 1 | Windshield blower |
| 61 | 2 | Overhead electrical panels LH and RH |
| 62 | 4 | Fuel quantity gage transmitter |
| 63 | 2 | Inverter |

T 52 c 1 b BESCHREIBUNG ZU ABB. T 52 c 1




T 52 c 2 GLEICHSTROMBORDNETZ - SCHEMATISCH






Left Generator

E B A 10

PA13 PA3 PF9

11 11A

Fire wall
Junction Box

E B A

Plug & Socket

PF9

PA3

PA1

Nacelle
Junction Bus

PF10

12 Equalizer
Resistor
Behind
Fire wall
left

PA2

Right Generator

10 A B E

PF8 PA8 PA6

11A 11

Fire
wall

A B E

PF8

PA9

Nacelle
Junction Bus

PA7

PF4

12

Resistor
behind
Fire wall
right

PA4

4

Tunnel
Junction Box

61 62 108 107

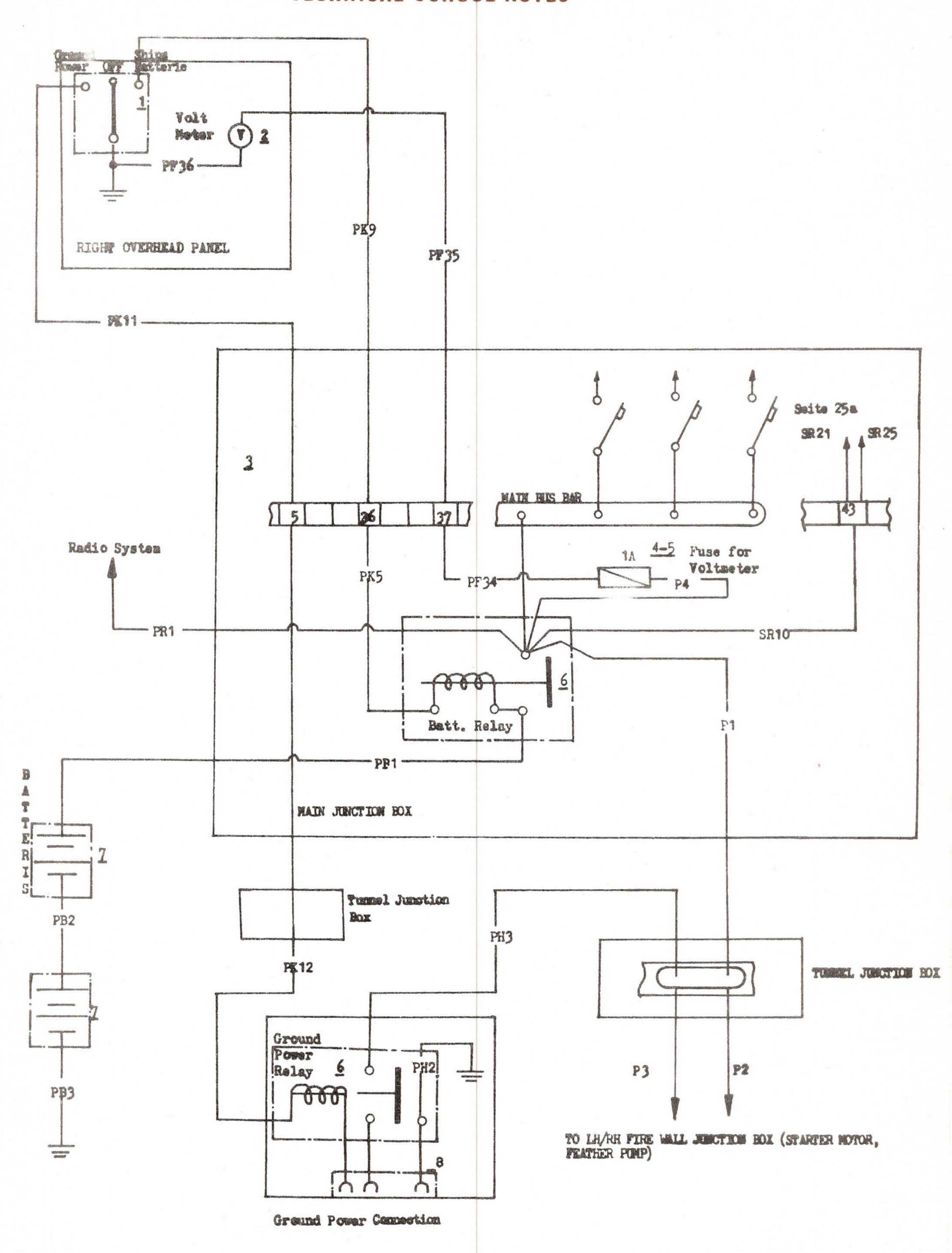
PF11 PF24

PA3 PA9

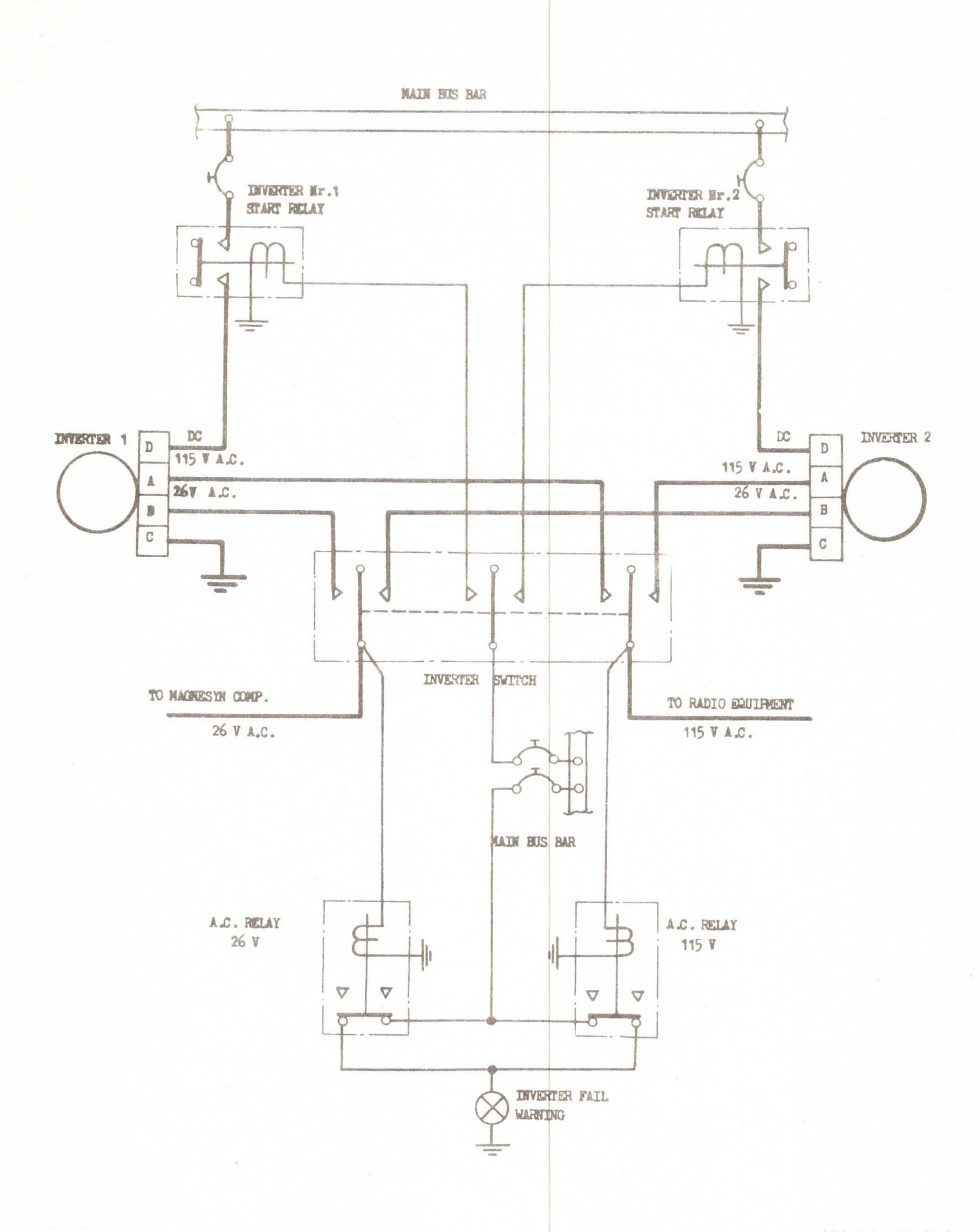
PF14 PF21

T 52 c 3 GENERATORSTROMKREIS TEIL 1

T 52 c 4 GENERATORSTROMKREIS TEIL 2




T 52 c 5 BATTERY AND GROUND POWER SYSTEM




T 52 c 6 WECHSELSTROMBORDNETZ - SCHEMATISCH

RIGHT OVERHEAD PANEL

INVERTER SWITCH

Radio Equipment 115V AC
1
Steuerstromkreis 28V DC
Magnes.Comp. 26V AC
No.1 Off No.2 No.1 Off No.2 No.1 No.2

WJ6
2
Inverter Fail Warning

PD20 PD21 PD22 PD3 PD6 PD23 PD24 PD25 PD2 WJ3

Tunnel Junction Box
4
101
26 V AC Magnesyn Compass

JR28
WJ5
3
Alt.Curr. Relay 115 Volt
WJ1
Alt.Curr. Relay 26 Volt
WJ2
3

| 86 | 26 | 27 | 57 | 62 | 71 | 72 | 94 | 55 | 56 | 54 | 65 | 92 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|

4

908
115V Radio AC

PD26 PD7 PD1 PD17 PD13 PD56

Circ. Br.
5A 5A 50A 50A
5
16
JR27
JR26 PD31 PD30 PD29

Main Bus Bar

PD4 PD27 PD8 PD5 PD15

7
Inverter Start Relay No.1

PD12
Inverter Start Relay No.2
PD11
PD1 9
PD14 PD28 PD18 PD10

MAIN JUNCTION BOX

D.C. D.C.
| C | A | D | B |
|---|---|---|---|

2
Inverter 1
8

D.C. D.C.
| C | A | D | B |
|---|---|---|---|

2
Inverter 2
8

T 52 c 7 INVERTERSTROMKREIS

# ELECTRICAL POWER

## Allgemeines

Für den Betrieb der verschiedenen Systeme am Flugzeug steht Gleichstrom und Wechselstrom zur Verfügung. Die Verkabelung erfolgt nach dem Einleitersystem, bei dem der Minuspol bei Stromquellen und Verbrauchern durch die Struktur des Flugzeuges gebildet ist.

Gleichstrom wird von 2 Generatoren (die von den Triebwerken angetrieben werden), von Batterien, oder einer externen Stromquelle (Ground Power) über eine Steckverbindung (Ground Power Receptacle) geliefert. Die Spannung beträgt 24 ... 28 V.

Zwei Inverter wandeln Gleichstrom in Wechselstrom um, wobei gleichzeitig immer nur ein Inverter in Betrieb sein kann. Dieser liefert 115 V 400 Hz Einphasen-Wechselstrom und 26 V 400 Hz Einphasen-Wechselstrom.

## Gleichstrombordnetz

### 1. Generatorstromkreis

#### A. Allgemeines

Jeder der beiden Generatorstromkreise besteht aus einem Generator mit Main Contactor, einem Reverse Current Relay, einem Voltage Regulator, Generator Control Switch, Generator Field Circuit Breaker und einem Amperemeter.

Das Voltmeter des Systems mißt die Spannung an der Main Bus Bar.

#### B. Generatoren

Am Geräteträger jedes Triebwerks ist je ein luftgekühlter Generator montiert. Die Generatoren arbeiten parallel. Jeder der beiden Generatoren hat eine maximale Dauerbelastbarkeit von 100 A bzw. eine maximale Dauerleistung von 2,8 kW.

Die Kühlluftzufuhr erfolgt mittels eines Gummischlauches vom Ölkühlerlufteintritt.

C. Generator Control Switches

Diese beiden ON/OFF-Schalter mit zwei Schaltstrecken sind am rechten Overheadpanel angeordnet.

Damit ein Generator mit der Main Bus verbunden wird, muß der Generator Control Switch in Stellung ON stehen, und der Generator muß mindestens 26,5 V liefern.

D. Generator-Spannungsregler (Voltage Regulator)

Diese befinden sich in der Main Junction Box. Ihre Aufgabe ist es, die Generatorspannung bei sich ändernder Belastung und Triebwerksdrehzahl konstant zu halten und, wenn beide Generatoren arbeiten, die Last gleichmäßig aufzuteilen.

Dies wird mittels eines Kohlespannungsreglers, der in Serie mit der Feldwicklung des Generators liegt, erreicht.

E. Rückstromrelais (Reverse Current Relay)

Zwischen Generator und Main Bus ist ein Rückstromrelais geschaltet. Jedes dieser Rückstromrelais enthält einen Main Contactor, ein Pilot Relay und einen Gleichrichter.

Das Pilot Relay hat zwei Wicklungen, wovon die eine Wicklung die Relaiskontakte schließt, wenn der Generator Control Switch auf ON steht, und die Generatorspannung 26,5 V beträgt. Die andere Wicklung liegt in Serie mit dem Generator und öffnet die Relaiskontakte, wenn ein Rückstrom von 8 ... 20 A zum Generator fließt.

2. Battery- und Ground Power-Stromkreis

Die Bordbatterien sind zwei in Serie geschaltete 12 V Akkumulatoren.

Die Kapazität der Batterien ist 88 Ah bei 17,5 A Entladestrom und 20°C Säuretemperatur. Die Batterien befinden sich unter der Centre Section des Rumpfes.

Der Hauptschalter (MASTER SWITCH) am rechten Overheadpanel hat drei Stellungen: SHIPS BATTERY/OFF/GROUND POWER. Befindet sich der

Schalter in Stellung SHIPS BATTERY dann ist der Pluspol der Batterie über das erregte Battery Relay an die Master Bus Bar angeschlossen.

Befindet sich der Schalter in Stellung GROUND POWER, dann ist die Ground Power über Ground Power Receptacle und das erregte Ground Power Relay an die Master Bus Bar angeschlossen.

Der Ground Power Stecker befindet sich an der Rumpfunterseite.

## Wechselstromversorgung

1. Inverterstromkreis

A. Allgemeines

Wechselstrom kann von zwei Inverters geliefert werden, wobei immer nur einer der beiden in Betrieb sein kann.

Jeder Inverterstromkreis besteht aus einem Inverter, einem INVERTER-Schalter (den beide Inverter-Stromkreise gemeinsam haben, rechtes Overhead Panel), einem Relay zwischen Inverter und Main Bus Bar (Inverter Start Relay) auf der Gleichstromseite, und zwei Relais für die Inverter Fail Warning auf der Wechselstromseite. Diese beiden Relais sind ebenso wie das Warnlicht (rot, rechtes Overhead Panel) gemeinsam für beide Invertersysteme.

B. Inverters

Die Inverters werden mit Gleichstrom von der Master Bus versorgt und liefern 115 V 400 Hz Einphasen-Wechselstrom und 26 V 400 Hz Einphasen-Wechselstrom.

Mit 115 V A.C. wird das Radio-Equipment versorgt.
Mit 26 V A.C. wird das Magnesyn-Compass-System versorgt.

C. Inverter-Switch

Dieser Schalter befindet sich am rechten Overheadpanel und hat drei Stellungen NO. 1/OFF/NO. 2.

D. Inverter Warnung

Das Inverter Warnlicht am rechten Overheadpanel leuchtet auf,

wenn die 115 V A.C. - oder 26 V A.C. Versorgung ausfällt oder keiner der beiden Inverters in Betrieb ist.

Circuit Breakers and Fuses

Die Circuit Breakers und Fuses der verschiedenen elektrischen Systeme und Radioanlagen befinden sich in der Main Electrical Junction and Radio Junction Box.

## Wire Codes for DC-3 Wiring Diagrams

| Code | El. System |
|---|---|
| BW | Cabin Sign |
| D | Wing De-Icing Distr. Motor |
| DA | Alcohol De-Icing Pump & Quant. Indic. |
| DB | De Froster Blower |
| DH | Pitot Heater |
| EC | Emergency Bell (Call) |
| BH | RPM-Indication |
| JA | Fuel Quantity Indicating |
| JP | Booster Pump |
| JR | A.C. 26 V Distribution (Magnesyn Compass) |
| K | Hostess Call |
| LA | Cockpit Lights |
| LD | Reading Lights |
| LJ | Ice Inspection Lamp |
| LL | Light (Cargo Comp., Toilet, Tail Cone Innen) |
| LR | Reading Lights |
| LH | Main Junction Box Lighting |
| M | Magneto und Booster System |
| N | Navigation Lights |
| NA | Landing Lights (Steuerstrom) |
| NB | Landing Lights (Arbeitsstrom) |
| N50 | (A) (B) } Anti Collision Light |
| N51 | (A) (B) } Anti Collision Light |
| P | Supply Starter and Feather Pump |
| PA | Generator Supply (+,-) |
| PB | Battery → Batt. Relay |
| PD | Inverter Circuit |
| PF | Generator Control + Voltmeter |
| PJ | (Generator Circuit) Ammeter |
| PK | Steuerung v. Batt. u. Ground Power Relay |
| PR | DC Supply → Radiosyst. (von Batt. Relay) |
| PS | Main Junction Box Handlamp |
| SA | Starter Arbeitsstrom |
| SB | Starter Steuerstrom + Booster Supply |
| SP | Feathering Arbeitsstrom |
| SR | Feathering Steuerstrom - Cut Out |

| Code | El. System |
|---|---|
| T | Cylinder Head Temp (CHT) |
| TA | Carburetor Air Temp. (CAT) |
| TB | Oil Temp. |
| TD | Outside Air Temp. (OAT) |
| TS | Cabin Heater Warning System |
| W | Main L/G Warn. & Indicating |
| WD | Door Warning |
| WH | Fire Warning |
| WL | Fuel & Oil Low Pressure Warning |
| Y | Cockpit Lights (Main Bus Schalter) |
| YA | Ultra Lights |
| ZE | Bus Bar → Primer Switches |
| ZP | Primer Circuit |

**AUA** AUSTRIAN AIRLINES

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

## FIRE PROTECTION

(Douglas DC-3)

T 52 d

Bearbeitet: Ing. Kozak

Ausgabe: 1/6/1964

Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

# FIRE PROTECTION

## Inhaltsangabe



## Abbildungsverzeichnis




# TECHNICAL SCHOOL NOTES

3 INSTALLED IN ENG. SHIELD

OIL COOLER

BOTH ON THE CARB.

WH26 WH27

LEFT ENGINE

WH28 WH29

RIGHT ENGINE (8 TRANSMITTER EACH ENG.)

WH20 WH21 WH22 WH23

WH24 WH25

WH15 WH11 WH9 WH8 WH10 WH6

Plug

2 1-3 WH7 3-4

LEFT FIRE WALL JUNCT. BOX

Plug

3-4 WH14 2-4 2

RIGHT FIRE WALL JUNCT. BOX

WH18

NOSE JUNCT. BOX

WH19

TUNNEL JUNCTION BOX

2

81 97 29 26

Z1

27 26 25 36 2

WH13 WH1 WH2 WH3 WH4 WH5

FIRE WARNING RELAY

L.H. 7

47 2

WH16 WH12

R.H. 7

5A 8

WH17

MAIN JUNCT. BOX

WH30 WH39 WH38

5-6

4 1 3 2

WH32 WH33 WH34 WH35

14

NORMAL CLOSED

EMERGENCY SW. ON - OFF

WH31 HORN 11

9

BATT. RELAY

MAIN BUS BAR

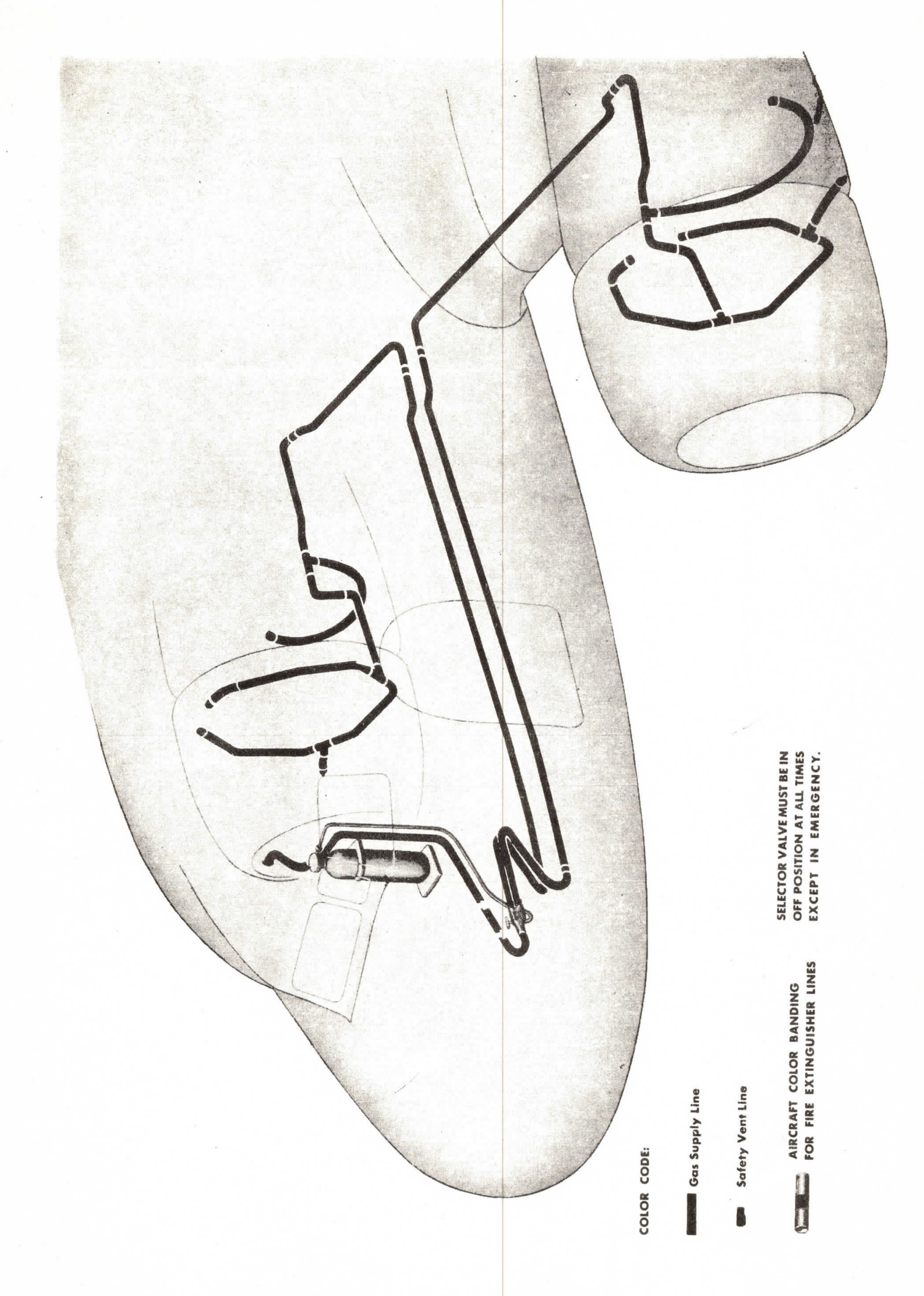
WH36 TEST SW.

WH37

WARNING LIGHTS

R.H. 12-13 L.H.

T 52 d 1 FEUERWARNANLAGE




T 52 d 2 FEUERLÖSCHANLAGE

AUA AUSTRIAN AIRLINES

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

FLIGHT CONTROLS

(Douglas DC-3)

T 52 e

Bearbeitet: Greda

Ausgabe: 1/6/1964

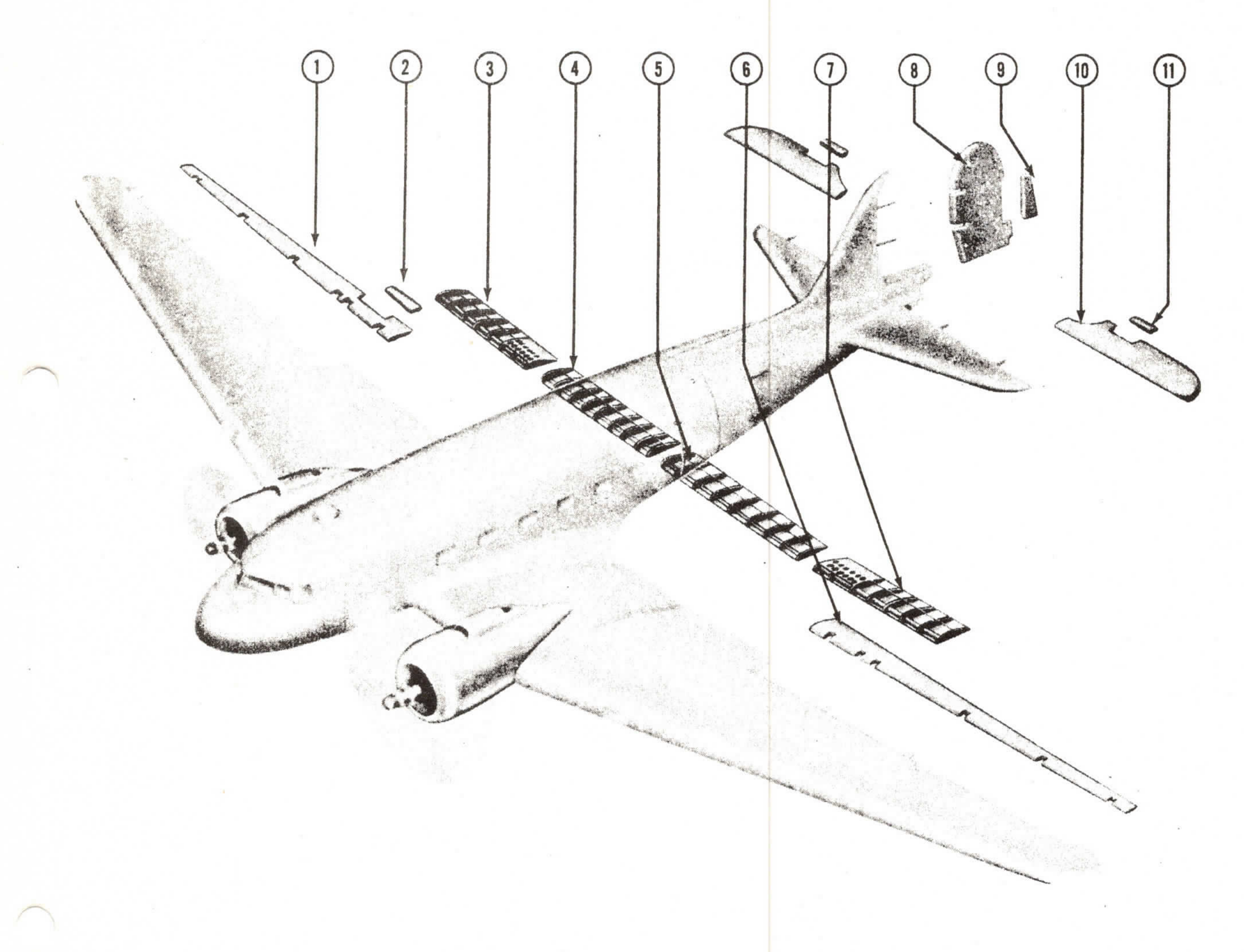
Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

# FLIGHT CONTROLS

## Inhaltsangabe

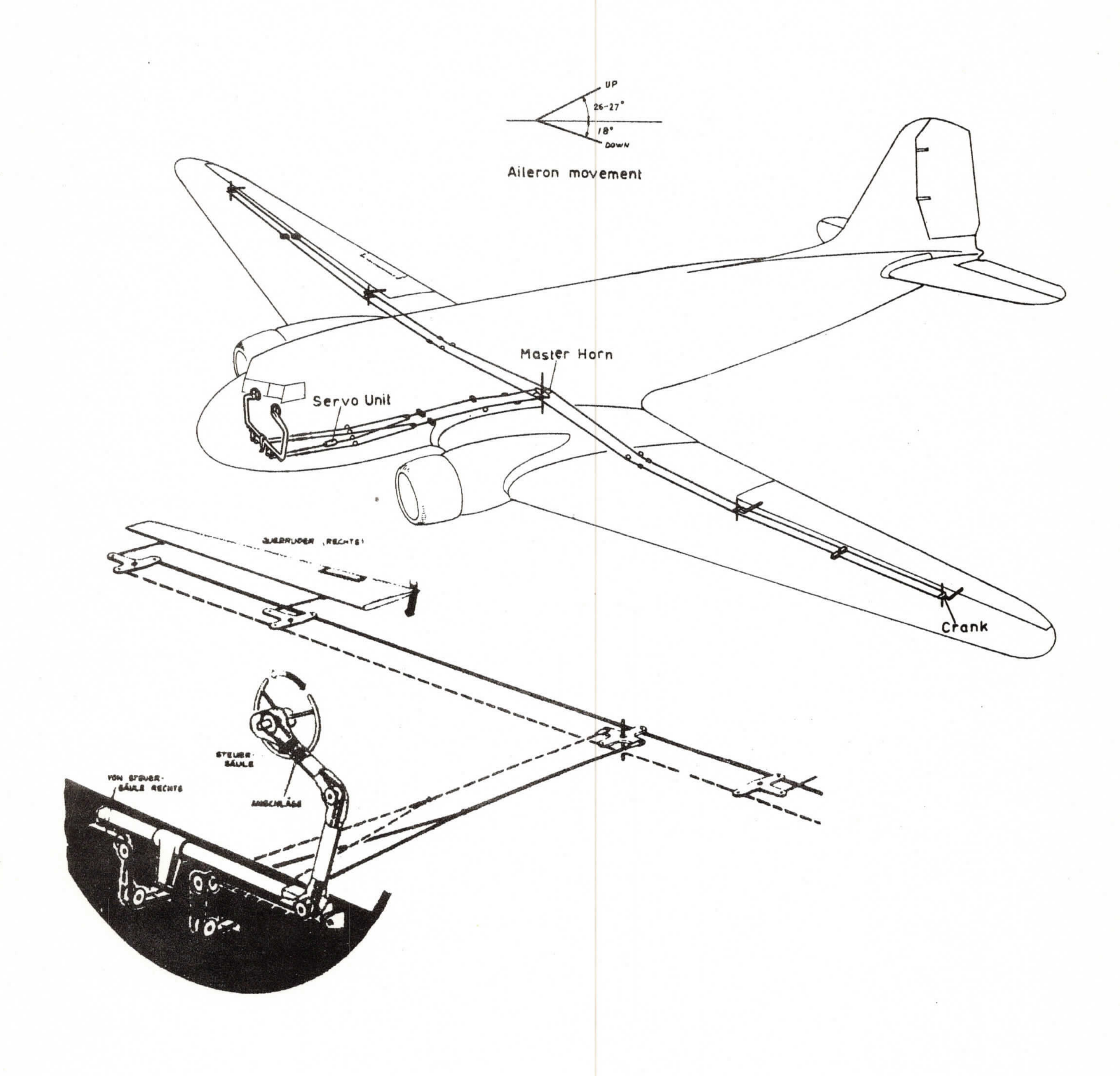


## Abbildungsverzeichnis

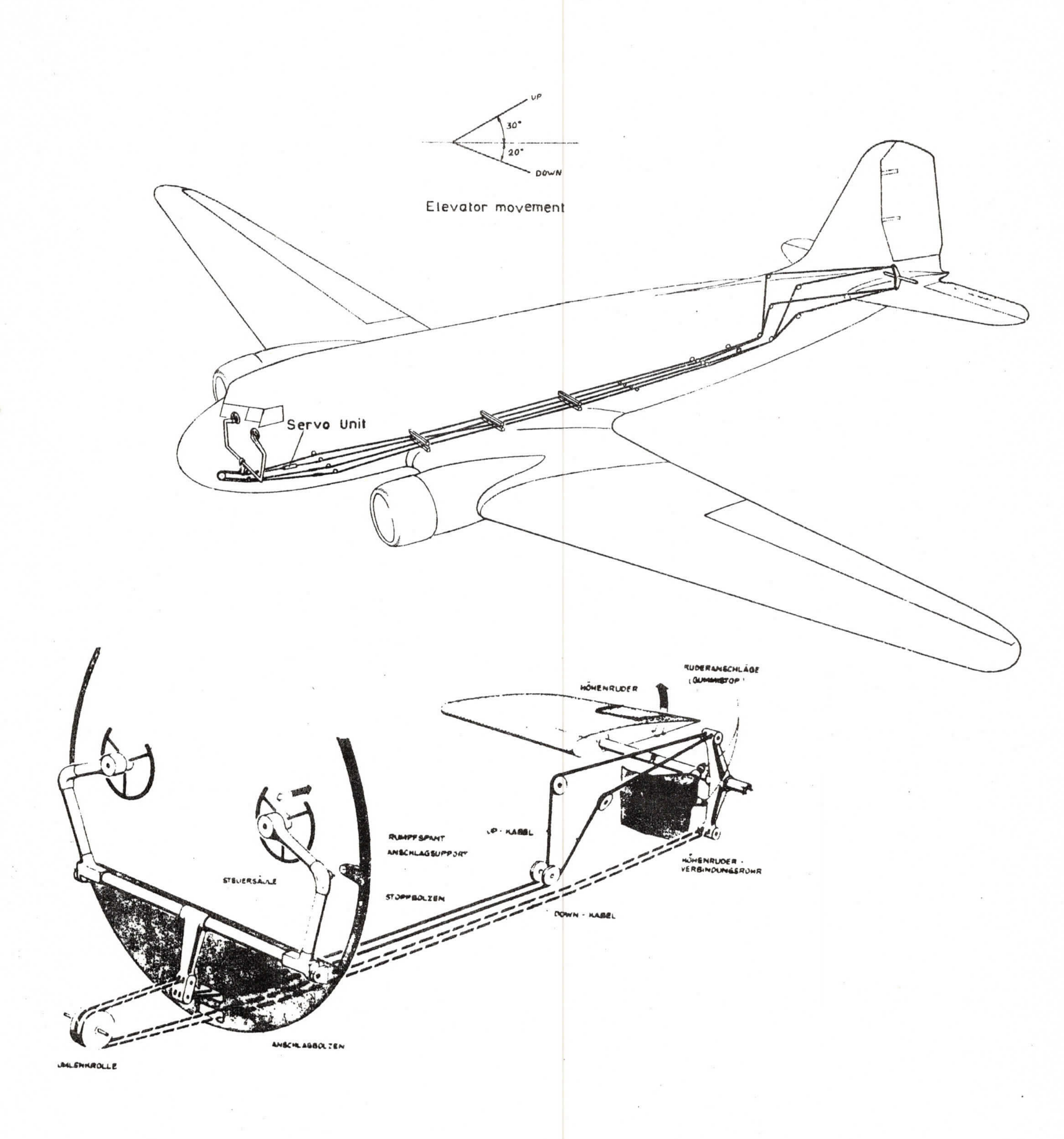



1. Right aileron
2. Aileron trim tab
3. Right outer wing flap
4. Right center wing flap
5. Left center wing flap
6. Left aileron
7. Left outer wing flap
8. Rudder
9. Rudder trim tab
10. Elevator
11. Elevator trim tab

T 52 e 1 MOVABLE SURFACES




T 52 e 2 AILERON CONTROLS




T 52 e 3 ELEVATOR CONTROLS

right

30°

30°

left

Rudder movement

Springs in rudder stop cable assembly

Servo Unit

Pedals

Adjustment latch

RECHTES KABEL

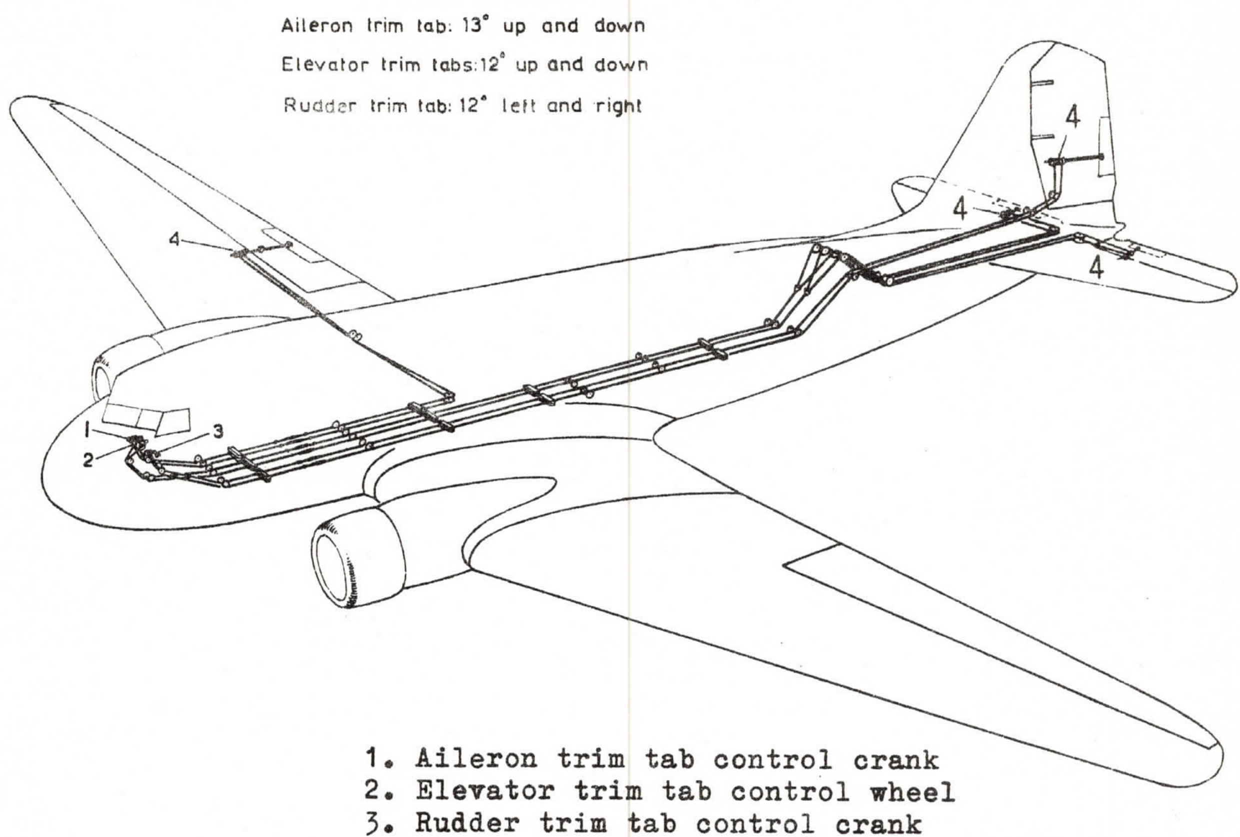
FUSSPEDALE

PEDALACHSE

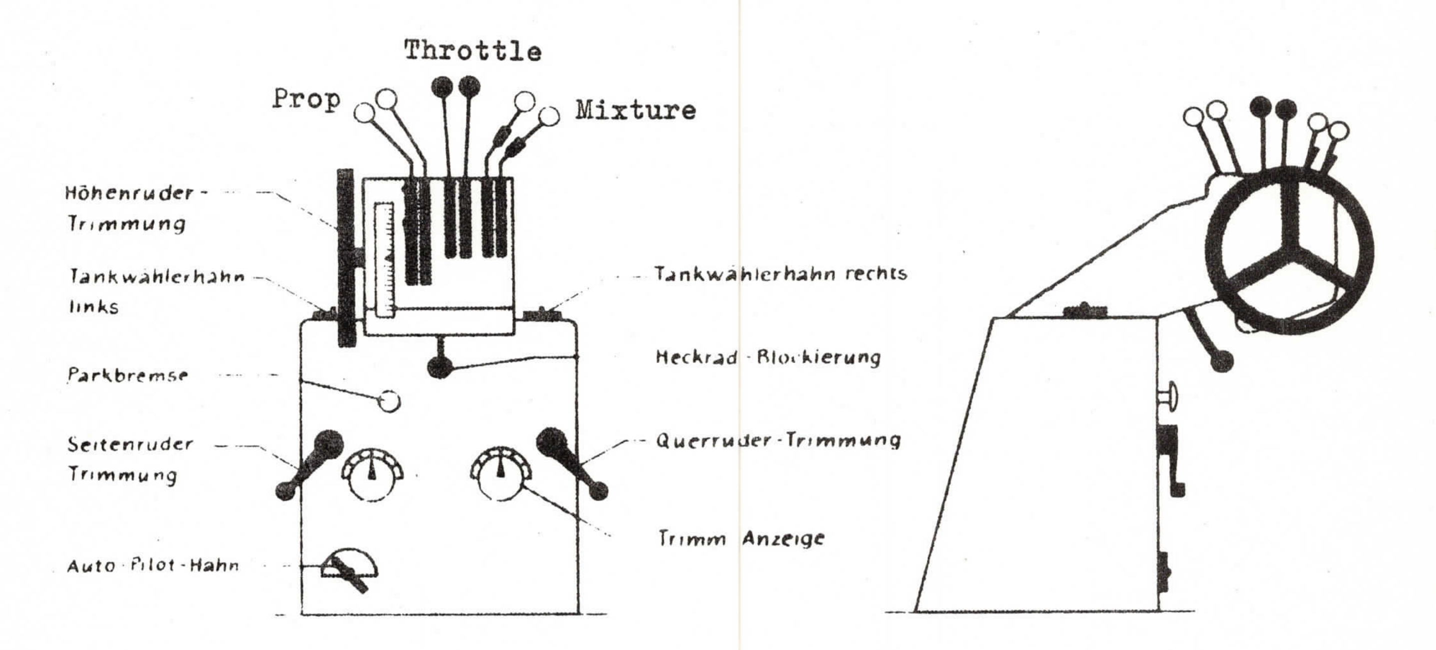
ANSCHLAG

stop cable assembly

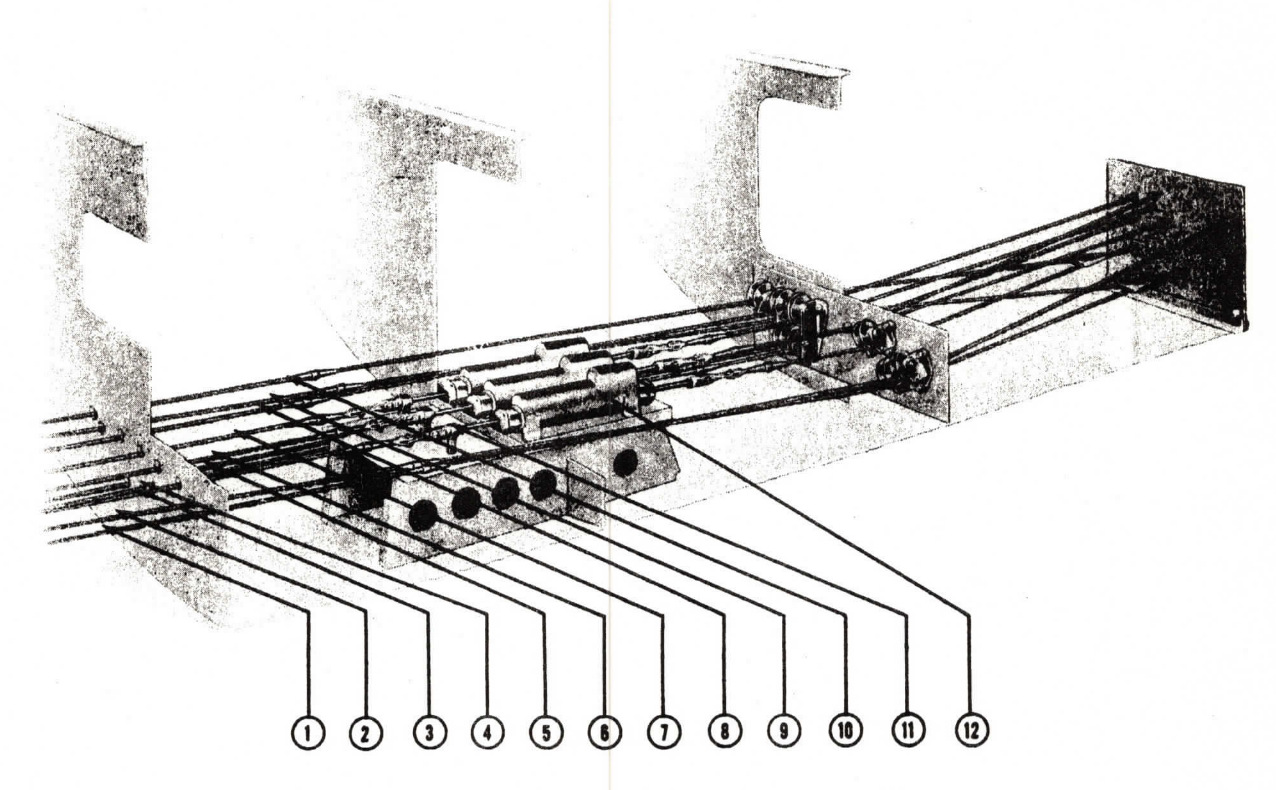
T 52 e 4 RUDDER CONTROLS




1. Aileron trim tab control crank
2. Elevator trim tab control wheel
3. Rudder trim tab control crank
4. Drum assemblies

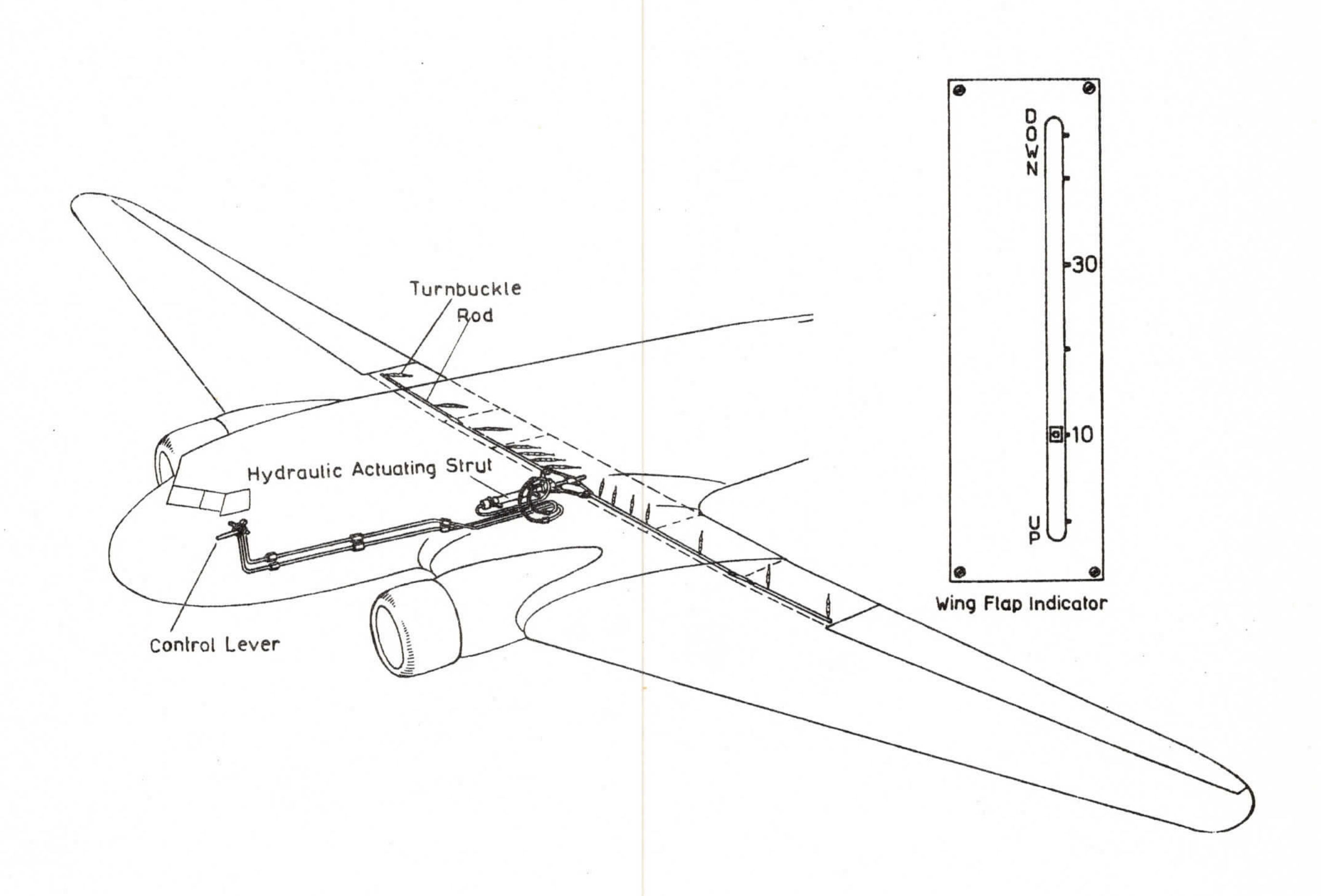



T 52 e 5 TRIM TAB CONTROLS

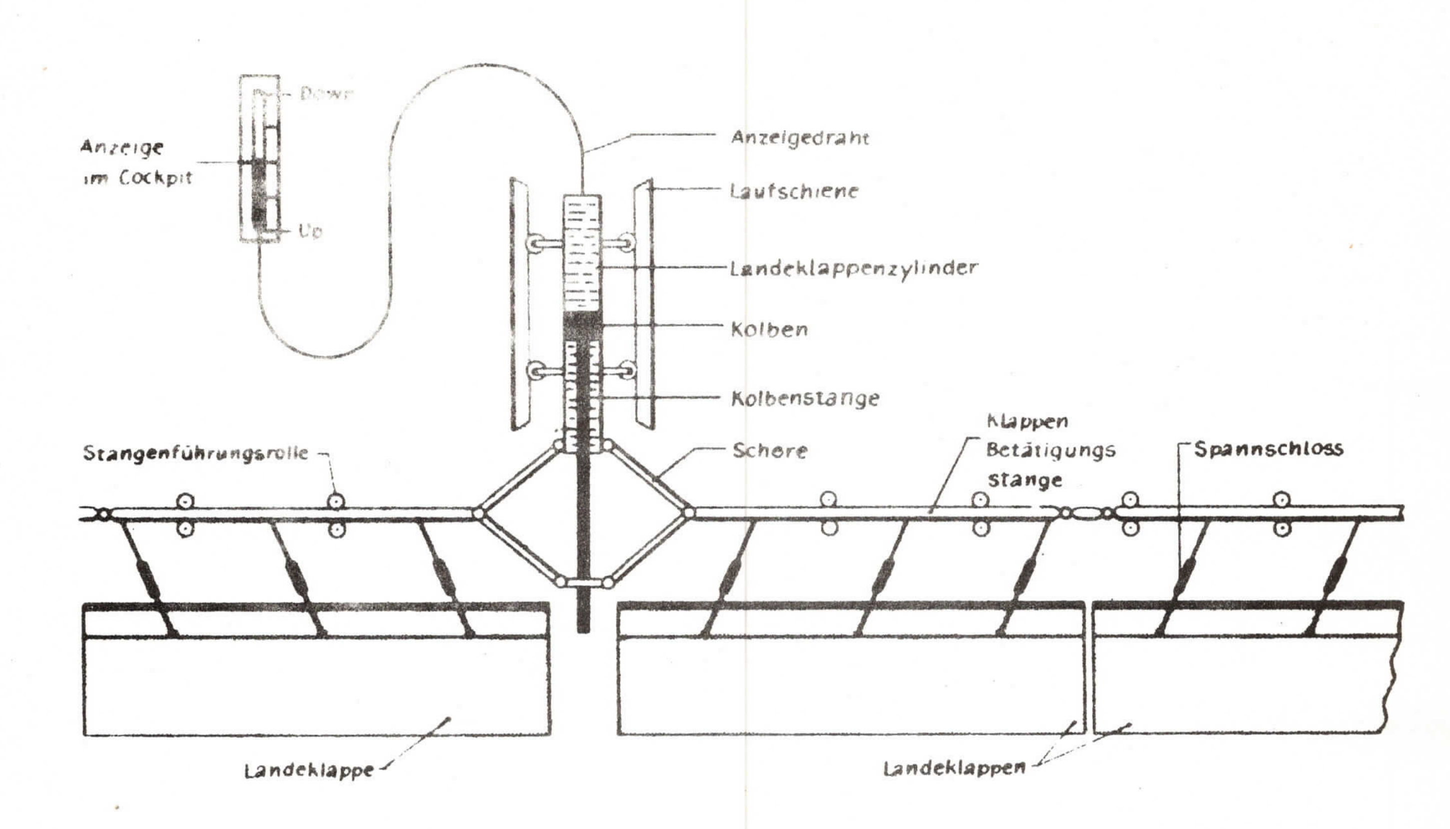


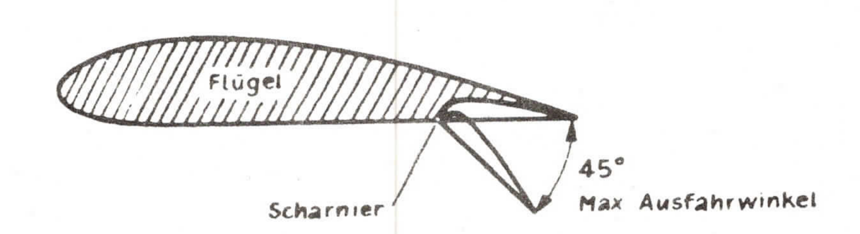

1. LH Rudder Cable
2. LH Outer Aileron Cable
3. RH Inner Aileron Cable
4. LH Lower Elevator Cable
5. RH Lower Elevator Cable
6. RH Rudder Cable
7. LH Upper Elevator Cable
8. RH Upper Elevator Cable
9. LH Inner Aileron Cable
10. RH Outer Aileron Cable
11. Link and Clevis
12. Servo Unit

T 52 e 6 AUTO PILOT SERVO UNITS




T 52 e 7 LANDING FLAPS INSTALLATION




T 52 e 8 LANDING FLAPS OPERATING MECHANISM

# FLIGHT CONTROLS

## 1. General

Die Flugsteuerung der Douglas DC-3 umfaßt die linke und rechte Querruderfläche, eine Trimmklappe auf der rechten Querruderfläche, die beiden Höhenruderflächen mit je einer Trimmklappe, sowie die Seitenruderfläche mit einer Trimmklappe. Außerdem zählt dazu die aus vier Segmenten bestehende Landeklappe. Sämtliche Ruder bestehen aus einer Leichtmetallstruktur mit Stoffbespannung, wogegen die Trimmklappen zur Gänze aus Leichtmetall bestehen. Ebenso sind die Landeklappensegmente zur Gänze aus Leichtmetall gefertigt. Die Steuerung der Ruder erfolgt durch eine konventionelle Doppelsteuerung vom Cockpit aus über in Rollen geführte Seilzüge. Die Betätigung der Trimmklappen erfolgt durch am "Center Pedestal" angeordnete Handräder, ebenfalls über Seilzüge. Neben jedem dieser Handräder befindet sich auch ein mechanischer Positionsanzeiger für die jeweilige Trimmklappe. Die Betätigung der Landeklappen erfolgt hydraulisch, nähere Details sind dem Skriptum "Hydraulic Power" zu entnehmen. Weiters ist in jedem Seilzug der Ruderbetätigung eine hydraulische "Servo Unit" des Autopiloten installiert.

## 2. Aileron control

Wir haben es hier mit einem Differentialquerruder zu tun, Ausschlagwinkel nach oben 27°, nach unten 18°. Jedes Querruder ist an sechs Punkten mit der Tragfläche verbunden. Die Betätigung erfolgt vom Handrad im Cockpit aus über eine Kette und Seile, welche innerhalb der Steuersäule nach unten verlaufen. An diesen Seilen sind auch die Begrenzungsstops für den maximalen Querruderausschlag eingebaut.

Unter dem Fußboden laufen die Seile der beiden Handräder zusammen, wobei in einem Seil die Servo Unit des Autopiloten eingefügt

ist. In Rumpfmitte nach dem Hinterholm befindet sich dann ein Winkelhebel (Master horn) von dem je zwei Seile in die Tragfläche führen. In jeder Tragfläche sind an diesen Seilen zwei Winkelhebel angeschlossen, welche über Stoßstangen direkt mit dem Querruder verbunden sind.

3. Aileron trim tab

Die Betätigung der auf dem rechten Querruder angebrachten Trimmklappe erfolgt vom Handrad am Center Pedestal über Seilzüge, welche über eine in der Tragfläche befindliche Spindeltrommel geführt sind. Von dort führt eine Spindelstange direkt auf die Trimmklappe. Maximaler Ausschlagwinkel 13° in jeder Richtung. Begrenzung des Ausschlagwinkels erfolgt durch Stops an den Seilzügen in der Tragfläche.

4. Elevator control

Beide Steuersäulen im Cockpit sind fest mit einer quer unter dem Fußboden gelagerten Welle verbunden. In Rumpfmitte befindet sich an dieser Welle ein Hebel, an dem vier Seile befestigt sind.

Die beiden Seile für "Drücken" des Ruders werden über Führungsrollen umgelenkt, wogegen die beiden Seile für "Ziehen" direkt nach hinten geführt werden. Eines dieser Seile wird wieder über eine Servo Unit des Autopiloten geführt. Im Heck der Maschine sind die Seile sodann an zwei Armen der "Elevator torque tube" befestigt. Maximaler Ausschlagwinkel 30° nach oben und 20° nach unten. Begrenzung des maximalen Ausschlages erfolgt durch Stops an der Steuersäule im Cockpit bzw. an der Elevator torque tube im Heck.

5. Elevator trim tab

Vom Handrad am Center Pedestal führen zwei Seile unter dem Fußboden nach hinten. Im Heck des Rumpfes werden diese Seile geteilt und über die in jeder Höhenruderhälfte montierten

Spindeltrommeln gelegt, die durch Spindelstangen mit den Trimmklappen verbunden sind. Maximaler Ausschlagwinkel 12° nach oben und unten, Begrenzung des Ausschlages durch Stops an den Seilen in der Hecksektion des Rumpfes.

6. Rudder control

Die Seitenruderpedale sind auf zwei transversal unter dem Cockpitfußboden gelagerten Wellen befestigt. Sie sind einzeln verstellbar und dienen gleichzeitig als Bremspedale. In Rumpfmitte befindet sich auf jeder Welle ein Hebel, an dem ein Seil angeschlossen ist, daß nach hinten geführt wird. Ein kurzes, vor den Pedalen über eine Umlenkrolle geführtes Seil gewährleistet eine synchrone Bewegung der Pedale.

Im Heck der Maschine sind die Seile an den Armen der Rudder torque tube befestigt. Maximaler Ausschlagwinkel 30° nach jeder Richtung, Begrenzung durch Stops an den Pedalgruppen im Cockpit, sowie einem "Stop cable assembly" im Heck des Rumpfes.

7. Rudder trim tab

Die Trimmklappe des Seitenruders wird auf ähnliche Weise gesteuert, wie die anderen Trimmklappen. Maximaler Ausschlagwinkel ist 12° nach jeder Richtung, die Begrenzung erfolgt durch Stops an den Seilen unter dem Fußboden beim vorderen Frachtraum.

8. Auto pilot servo units

In Rumpfmitte auf der Höhe des Hydraulic panels sind unter dem Fußboden auf einer Konsole drei solcher "Servo units" montiert. Es handelt sich dabei im Prinzip um kleine Hydraulikzylinder, deren Kolben jeweils auf ein Steuerseil der Hauptruder wirken.

9. Landing flaps

Es handelt sich hiebei um eine in vier Segmente unterteilte Spreizklappe, welche mit einem gewöhnlichen Bandscharnier am

Flügel befestigt ist. Maximaler Ausfahrwinkel ist 45°, doch kann auch jede beliebige Zwischenstellung gewählt werden.

Der Antrieb erfolgt durch einen in Rumpfmitte befindlichen Hydraulikzylinder der über ein Parallelogrammgestänge auf zwei in die Tragfläche führende Stoßstangen arbeitet. Von diesen Stoßstangen werden eine Anzahl Spannschlösser "Turnbuckles" betätigt, welche direkt auf die einzelnen Klappensegmente wirken.

Die Positionsanzeige arbeitet mit einem vom Hydraulikzylinder ins Cockpit geführtem Bowdenzug durch den der auf der linken Cockpitseite vertikal angeordnete Positionsanzeiger gesteuert wird.

**AUA** AUSTRIAN AIRLINES

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

| |
|---|
| FUEL<br>(Douglas DC-3) |
| T 52 f |

Bearbeitet: Greda

Ausgabe: 1/6/1964

Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

# FUEL

## Inhaltsangabe



## Abbildungsverzeichnis

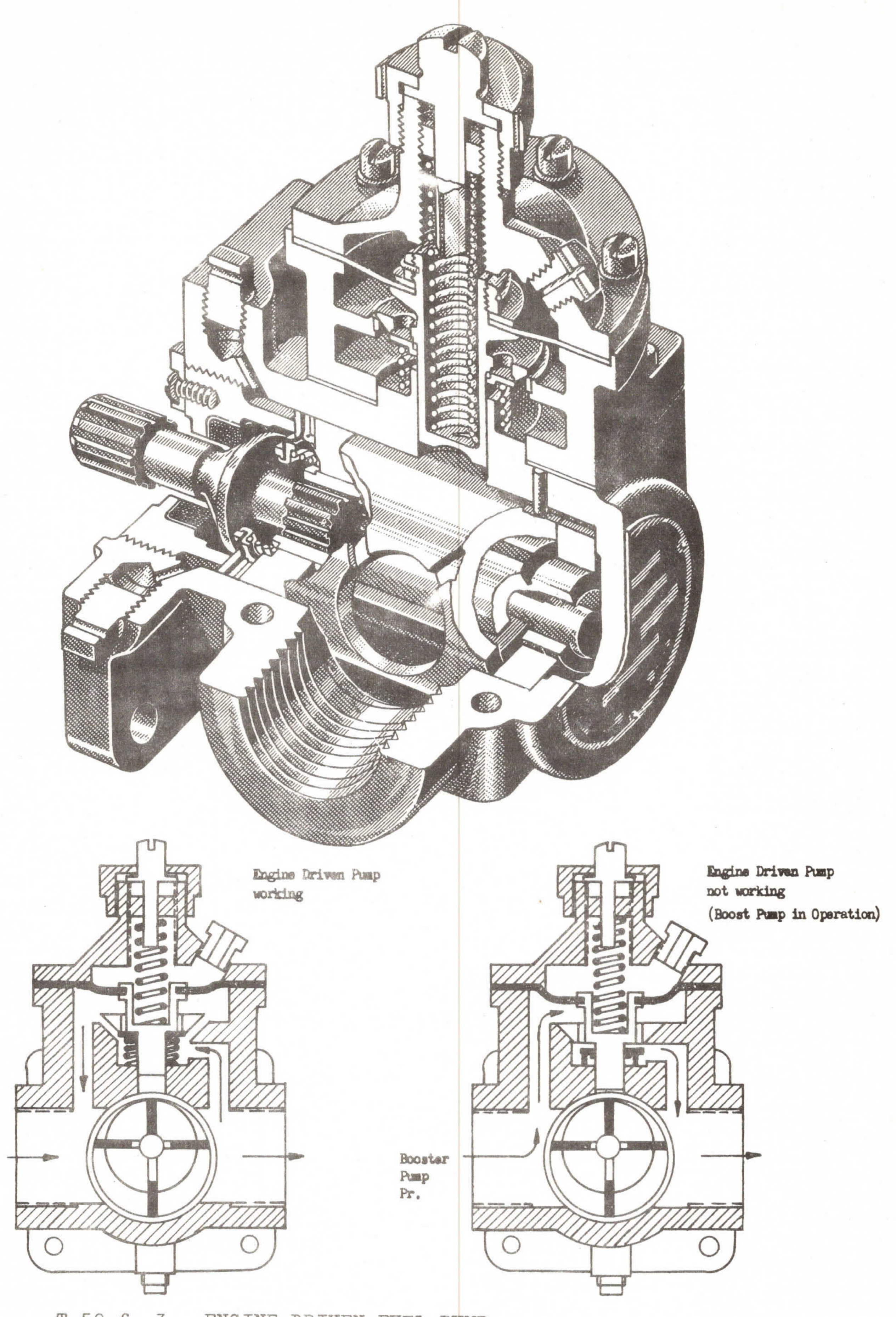
BENZINZUFUHR
BENZIN UNTER DRUCK
ENTLÜFTUNGSLEITUNGEN
AUSGLEICHSLEITUNGEN
LECKLEITUNGEN

LADERGEHÄUSE
VERGASER
ENGINE DRIVEN PUMP
PRIMER SOLENOID
BRANDSCHOTT
SHUT-OFF VALVE
BOOSTER PUMP
FILTER
FUEL PRESSURE INDICATOR
LOW PRESSURE WARNING LIGHT
TANK SELECTOR VALVE
RECHTER HAUPTTANK 202 GALS. 764 LTR.
R. HILFSTANK 200 GALS. 757 LTR.
TANK SELECTOR VALVE
LINKER HAUPTTANK 202 GALS. 764 LTR.
L. HILFSTANK 200 GALS. 757 LTR.
LOW PRESSURE WARNING SWITCH
BOOSTER PUMP
PRIMER SOLENOID
FILTER
SHUT-OFF VALVE
ENGINE DRIVEN PUMP
LADERGEHÄUSE
VERGASER
BRANDSCHOTT
RIGHT MAIN
RIGHT AUX.
OFF
LEFT AUX.
LEFT MAIN
LEFT ENGINE SELECTOR

T 52 f 1 FUEL SYSTEM SCHEMATIC DIAGRAM

1. Tank selector
2. Shut-off valve handle
3. Booster pump
4. Engine driven pump
5. Primer solenoid
6. Restrictor fitting
7.
8. Shut-off valve
9. Filter
10. Tank selector valve
11. Main tank
12. Quantity transmitter
13. Float Assembly
14. Filler neck
15. Auxiliary tank

T 52 f 2 FUEL SYSTEM COMPONENTS LOCATION




T 52 f 3 ENGINE-DRIVEN FUEL PUMP

T 52 f 4 BOOSTER PUMP CIRCUIT

T 52 f 5 FUEL AND OIL LOW PRESSURE WARNING CIRCUIT

T 52 f 6 FUEL QUANTITY CIRCUIT

# FUEL

## 1. General

Die Kraftstoffanlage der Douglas DC-3 ist vollkommen symmetrisch aufgebaut und besteht im Prinzip aus 4 separaten Tanks, zwei Main Tanks und zwei Auxiliary Tanks. Das Fassungsvermögen der einzelnen Tanks beträgt:

| | |
|---|---|
| Main Tanks je . . . . . . . | 765 Liter |
| Aux. Tanks je . . . . . . . | 755 Liter |
| Total | 3040 Liter |

Zur Verwendung gelangen Kraftstoffe mit einer Oktanzahl von 100/130.

Vom Tank gelangt der Kraftstoff über ein "Fuel tank selector valve" und ein Filter zur "Electric booster pump". Danach führt die Kraftstoffleitung über ein "Shut-off valve" und die "Engine driven pump" am Hilfsgeräteträger des Motors zum Vergaser. Außerdem führt von der Druckleitung am Vergaser eine Leitung über das "Primer solenoid" zu den Primer Düsen im Ansaugschacht des Laders.

## 2. Tanks

Die Tanks bestehen aus genieteten und geschweißten Leichtmetallbehältern, welche im Tragflächenmittelstück zwischen den beiden Motorgondeln in der Tragflächenstruktur aufgehängt sind.

Die Betankung erfolgt durch 4 Einfüllstutzen von der Tragflächenoberseite her. Jeder Tank besitzt eine Belüftungsleitung die an der Tragflächenunterseite ins Freie führt. Außerdem mündet im jedem Tankpaar eine Entlüftungs- und Rücklaufleitung vom betreffenden Vergaser.

An der tiefsten Stelle jedes Behälters ist von der Tragflächenunterseite her zugänglich ein Wasserablaßhahn angebracht.

3. Fuel Tank selector valve

Zwei solcher Ventile (eines für jedes Triebwerk) befinden sich unmittelbar vor dem Haupttanks im Flügelmittelstück. Sie werden über ein Kabelsystem vom Cockpit betätigt und ermöglichen es, jeden Tank zur Versorgung des betreffenden Triebwerkes heranzuziehen.

4. Filter

Um eine Verschmutzung des Vergasers zu verhindern, ist in der Leitung zur "Electric booster pump" neben jedem "Fuel tank selector valve" ein engmaschiges Siebfilter mit Ablaßhahn eingebaut.

5. Electric booster pump

Aus Sicherheitsgründen ist in jeder Triebwerksversorgungsleitung nach dem Filter eine durch einen Elektromotor angetriebene "Booster pump" angeordnet. Sie wird bei Start und Landung, sowie während des Tankumschaltens oder bei komplettem Ausfall der "Engine driven fuel pump" vom Cockpit aus eingeschaltet. Die Pumpe selbst ist als Drehschieberpumpe ausgebildet und besitzt ein Druckregulierventil, welches auf 17 psi eingestellt ist. Außerdem ist ein Umgehungsventil eingebaut, das bei abgeschalteter Pumpe in Aktion tritt. Einbauort: Tragflächenmittelstück vor den Main Tanks.

6. Shut-off valve

Dieses Ventil ist in der Triebwerksversorgungsleitung direkt hinter dem Brandschott montiert. Bei Motorbrand wird durch Schließen dieses Ventils die Kraftstoffzufuhr unterbrochen.

Die Betätigung erfolgt über Seile durch je einen Handhebel, welche sich unter einem roten Deckel in der Mitte des Cockpitfußbodens befinden. Mit diesen Handhebeln wird gleichzeitig auch

die Schmieröl- und die Hydraulikleitung am Brandschott abgesperrt.

7. Engine driven pump

Diese Pumpe gilt als Hauptpumpe. Sie ist am Hilfsgeräteträger des Motors montiert, wird direkt vom Motor angetrieben und kann weder zu- noch abgeschaltet werden. Im Aufbau und in der Wirkungsweise ist die Pumpe mit der "Electric booster pump" identisch.

8. Primer solenoid

Über dieses vom Cockpit elektromagnetisch zu betätigende Ventil wird beim Starten des Triebwerkes (bei kaltem Triebwerk) Kraftstoff in den Laderschacht eingespritzt, Einbauort: Hilfsgeräteträger des Motors.

9. Fuel pressure indicator

Die Kraftstoffdruckanzeige erfolgt auf einem Doppelzeigergerät, welches in der Mitte des Instrumentenbrettes angeordnet ist. Die Druckabnahme erfolgt direkt an den beiden Vergasern, von wo aus je eine Leitung zum Gerät im Cockpit führt. Parallel zur Druckanzeige am Gerät ist ein "Low pressure warning system" eingebaut, welches bei 12 psi anspricht.

Dieses System besteht aus zwei roten Warnlichtern neben dem Doppelzeigergerät, sowie einem "Low pressure warning switch" in jedem Hauptfahrwerksschacht. Der "Low pressure warning switch" ist an die Druckleitung die vom Vergaser zum Anzeigegerät führt angeschlossen und wird bei Absinken des Kraftstoffdruckes das betreffende Warnlicht zum Aufleuchten bringen.

10. Fuel quantity indicator

Die Kraftstoffvorratsmessung erfolgt in jedem Tank durch einen separaten Parallelschwimmer, welcher jeweils einen elektrischen Geber (Potentiometer) betätigt. Die Anzeige erfolgt auf einem einzigen Gerät auf der rechten Seite des Instrumentenbrettes, wobei dieses Gerät durch einen Umschalter an jeden einzelnen Geber geschaltet werden kann.

AUA AUSTRIAN AIRLINES

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

| |
|---|
| HYDRAULIC POWER<br>(Douglas DC-3) |
| T 52 g |

Bearbeitet: Greda

Ausgabe: 1/6/1964

Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

# HYDRAULIC POWER

## Inhaltsangabe



## Abbildungsverzeichnis

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

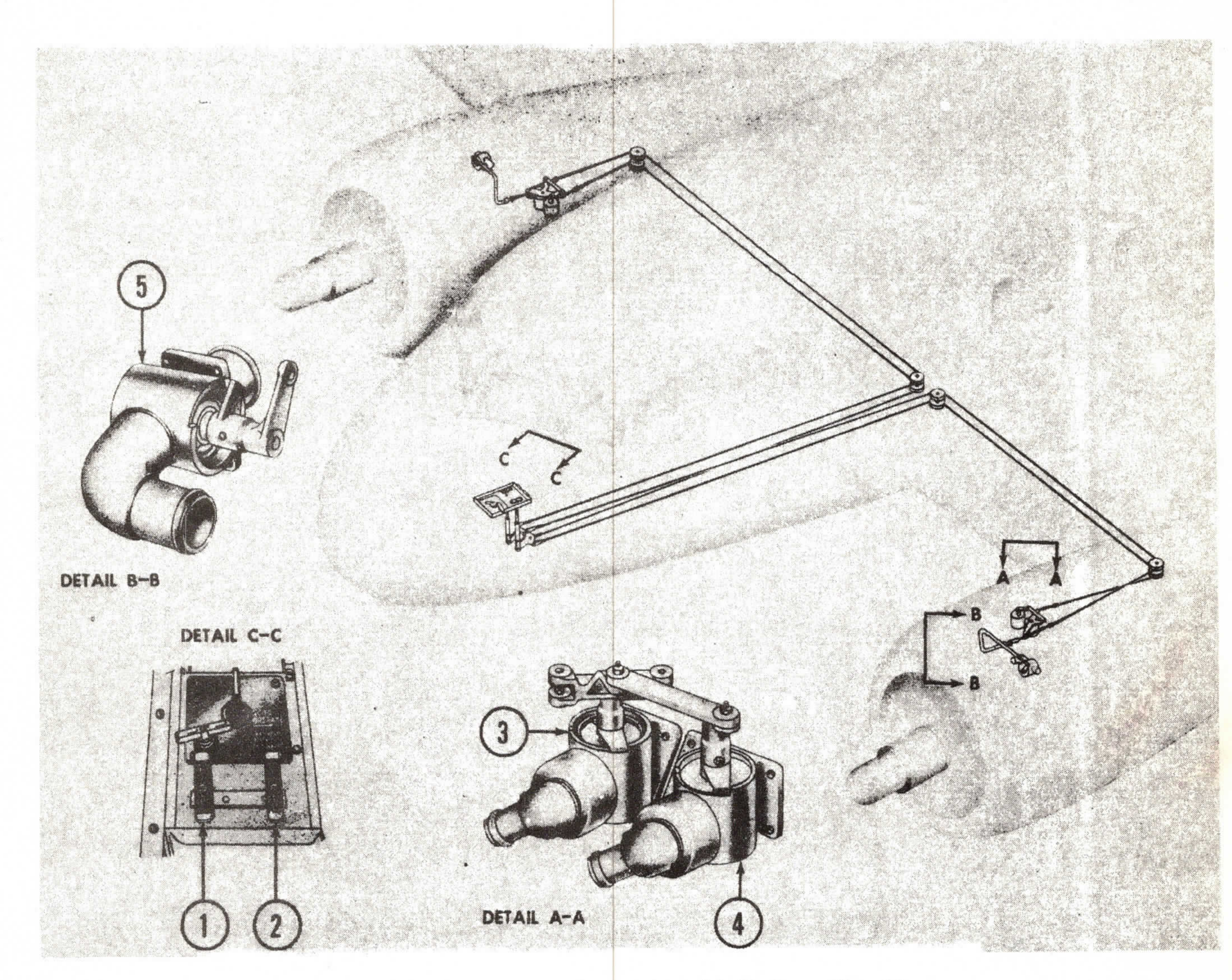
1 Oiltank
2 Engine-driven hydraulic pumps
3 Left pump selector
4 Autopilot shut-off cock
5 Hand pump shut-off cock
6 Landing flap selector
7 Landing gear selector
8 Hand pump
9 Windshield wiper selector valve
10 Windshield wiper head
11 Autopilot pressure reg. (120 Psi)
12 Hydr. system pressure reg. (600-900 Psi)
13 Relief valve (1000 Psi)
14 Filter
15 Accumulator
16 Landing flap relief valve (480 Psi)
17 Brake control valve
18 Cowl flap selector valve
19 Cowl flap zylinder
20 Landing gear actuating zylinder
21 Landing gear compensator
22 Brakes
23 Landing flaps actuating zylinder

Pressure Line
Return Line
Suction Line
Non Return Valve

Reserve
Drain Cock
Autopilot - Leak
Shut-off Valve
Shut-off Valve
L.H Pump
R.H.Pump
Suction tee
Suction tee
Autopilot Pr.Gauge
Autopilot-Pressure
System Pr.Gauge
Orifice Check Valve
LANDING FLAPS
Landing gear pr. Gauge
LANDING GEAR
WINDSHIELD WIPER
Cowl Flaps
Autopilot - Return

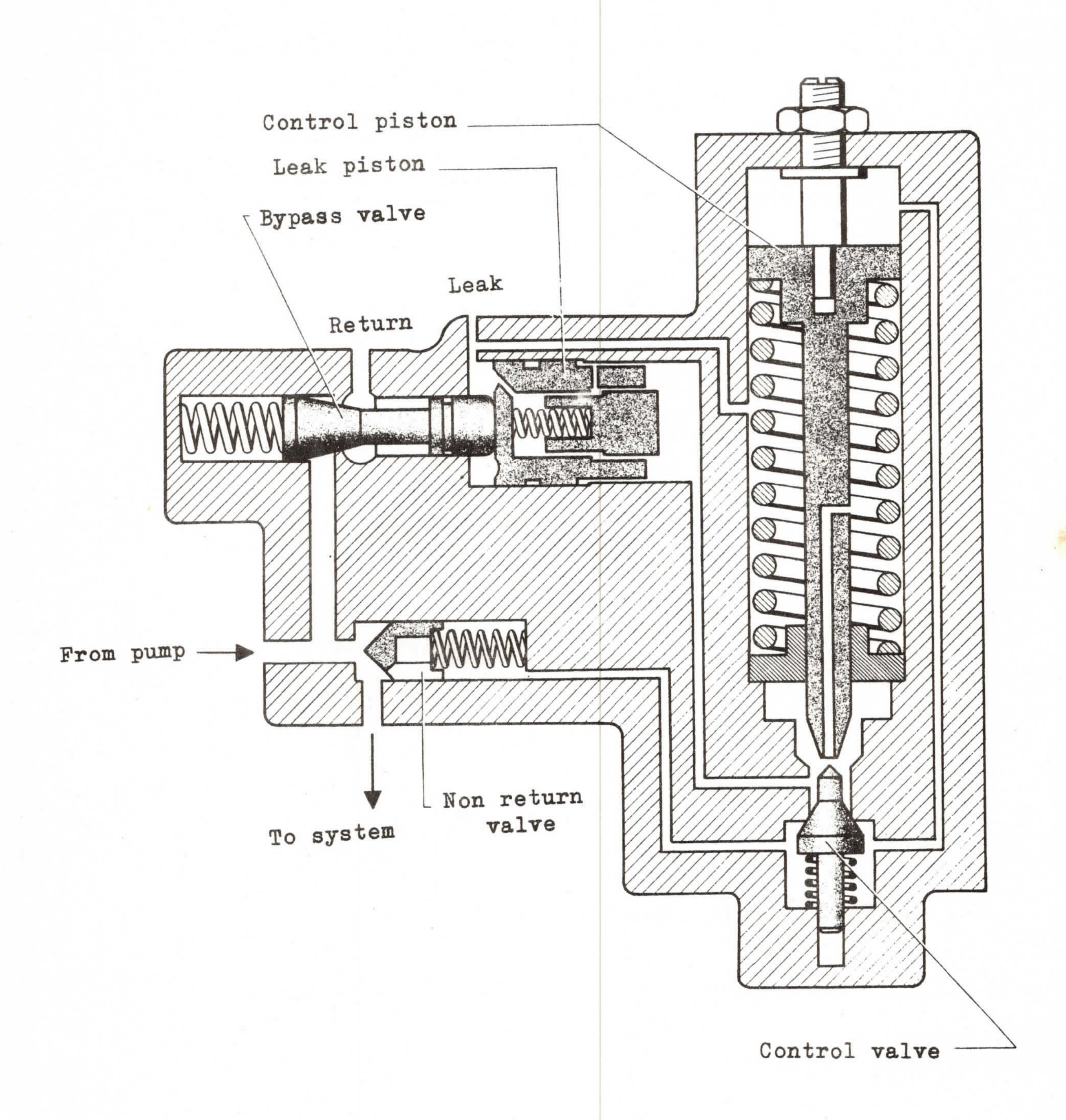
T 52 g 1 HYDRAULIC SYSTEM DIAGRAM

T 52 g 2 HYDRAULIC CONTROLS PANEL

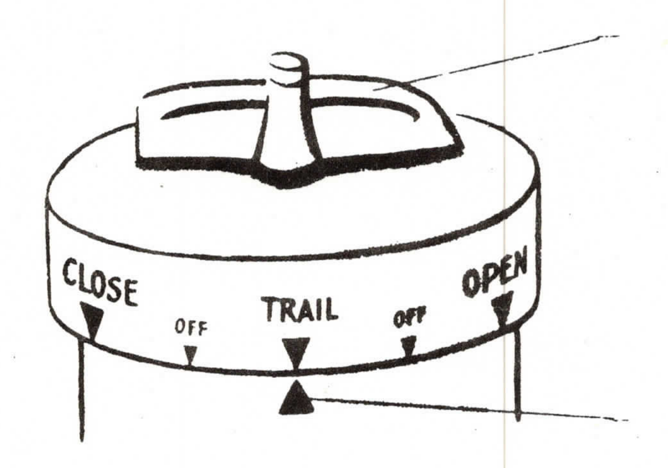


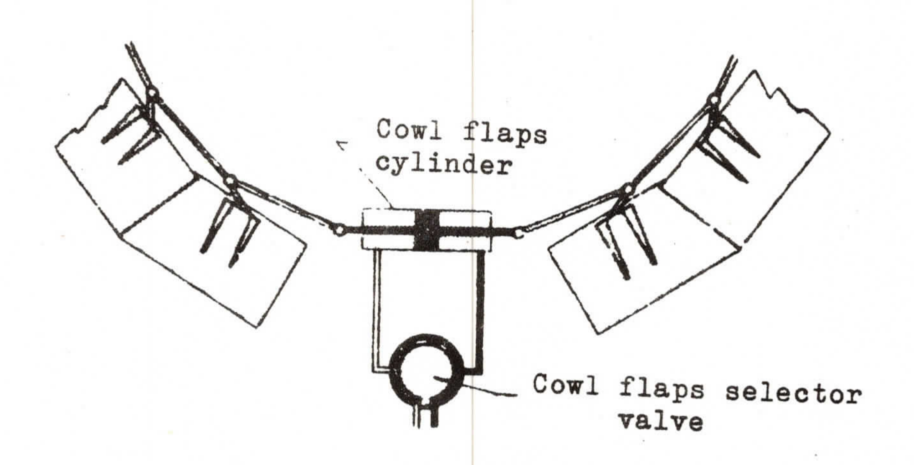

1. L.H. Engine Emergency Shut-off Valve Handle
2. R.H. Engine Emergency Shut-off Valve Handle
3. Fuel Shut-off Valve
4. Hydraulic Shut-off Valve
5. Oil Shut-off Valve

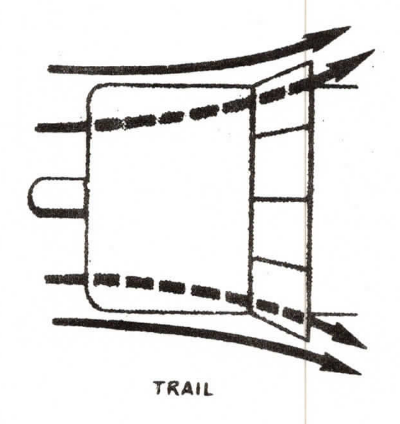
T 52 g 3 FLUID SHUT OFF CONTROL SYSTEM




T 52 g 4 PRESSURE REGULATOR




T 52 g 5 COWL FLAPS SYSTEM

# HYDRAULIC POWER

## 1. General

Das Hydrauliksystem der Douglas DC-3 hat folgende Aufgaben:

Aus- und Einfahren der beiden Hauptfahrwerke
Anspeisung der Bremsanlage
Aus- und Einfahren der Landeklappen
Öffnen und Schließen der "Cowl flaps"
Betätigen der Scheibenwischer
Anspeisung der Servo Units des Auto Piloten.

Mit Ausnahme der beiden Druckpumpen, welche jeweils am Hilfsgeräteträger des Motors angeflanscht sind, befinden sich die meisten Bauteile des Systems wie Selektierventile, der Tank, der Druckregler und der Akkumulator im Hydraulic Panel auf der rechten Seite des Rumpfes hinter dem Copilotensitz. Als Hydraulikflüssigkeit wird "Aero Shell Fluid 4" verwendet, das Fassungsvermögen des gesamten Systems beträgt etwa 22 l.

## 2. Tank

Der zylinderförmige Tank befindet sich im Hydraulic Panel. Das Auffüllen erfolgt durch einen seitlich angebrachten Auffüllstutzen. An einem neben dem Tank befindlichen Schauglas kann jederzeit der Inhalt kontrolliert werden. Gesamtinhalt 9,5 l Hydraulikflüssigkeit, davon 3 l als Notreserve für die Handpumpe.

## 3. Shut-off valve

In der Ansaugleitung jeder Druckpumpe ist unmittelbar vor dem Triebwerksbrandschott im Fahrwerksschacht ein "Shut-off valve". Bei Triebwerksbrand wird dieses Ventil gemeinsam mit "Oil" und "Fuel" shut-off valve geschlossen.

4. Pumps

An jedem Hilfsgeräteantrieb ist eine Zahnradpumpe angeflanscht. Sie wird direkt vom Motor angetrieben (Übersetzungsverhältnis 1 : 1,4) und liefert bei einer Pumpendrehzahl von 3000 U/min ca. 11 l pro min.

5. LH Pump Selector Valve

Dieses am Hydraulic Panel befindliche Selektierventil ermöglicht es, wahlweise die linke Hydraulikpumpe entweder zur Versorgung des hydraulischen Teils des Auto Piloten oder zur Versorgung des Hauptsystems heranzuziehen.

6. Auto pilot pressure regulator and shut-off valve

Beide Bauteile befinden sich im Hydraulic panel. Ist die linke Pumpe auf die Auto pilot-Anlage geschaltet, so regelt der "Pressure regulator" den Arbeitsdruck im hydraulischen Teil des Auto pilot auf 120 psi. Das Shut-off Valve ist normalerweise immer offen und wird nur dann geschlossen, wenn man in der Auto pilot-Anlage übermäßige Leckage vermutet.

7. Filter

In der Hauptdruckleitung von den beiden Druckpumpen zum Druckregler ist ein Purolator Filter eingebaut, welches den von den Zahnradpumpen anfallenden Abrieb aufnehmen soll. Sollte das Filter einmal infolge übermäßiger Verschmutzung blockieren, so öffnet bei einem Differenzdruck von 50 psi ein "By pass"-Ventil und das Drucköl kann ungefiltert durchströmen. Einbauort: Hydraulic Panel.

8. System Pressure Regulators

Dieser im Hydraulic Panel eingebaute Druckregler hat die Aufgabe, den Druck im Hauptteil des Hydrauliksystems im Bereich von 600 psi bis $875 \begin{smallmatrix} +25 \\ -0 \end{smallmatrix}$ zu halten.

Sinkt der Druck unter 600 psi, so schaltet er die Fördermenge der Pumpen auf die Hauptleitung zum Akkumulator bzw. den einzelnen Anlagen. Steigt der Druck über 875 psi so schaltet er die Fördermenge der Pumpen auf die Hauptrücklaufleitung.

9. Relief Valve

Steigt infolge Versagens der "System pressure regulators" oder bedingt durch Temperaturerhöhung der Druck im Hauptsystem auf 1000psi, so öffnet dieses Relief Valve und läßt das überschüssige Drucköl in die Rückleitungen abfließen. Einbauort: Hydraulic Panel.

10. Accumulator

Dieser kugelförmig aus Leichtmetall gefertige Behälter wird durch eine Gummimembrane in eine obere und eine untere Kammer geteilt. Bei völlig drucklosem Hydrauliksystem wird über ein eigenes Ventil in die untere Kammer Druckluft mit einer Druckvorspannung von 250 psi aufgefüllt. Die Gummimembrane wird dabei an die obere Hälfte des Behälters gepresst. Beginnen die Pumpen zu arbeiten, so wird sich die obere Kammer mit Drucköl füllen und die Membrane nach unten pressen. Bei einem Hydraulikdruck von etwa 900 psi sind drei Viertel des gesamten Kugelvolumens mit Drucköl gefüllt, welches für momentanen Bedarf gespeichert ist.

11. Pressure gauges

Insgesamt sind in der Douglas DC-3 zur Überwachung des Hydraulik Systems drei Druckanzeigegeräte eingebaut. Zwei davon (System pressure gauge, Landing gear pressure gauge) auf einer Konsole unterhalb der Fenster auf der rechten Cockpitseite beim Copiloten, das dritte (Auto pilot pressure gauge) auf dem Copilot Flight Instrument Panel. Sämtliche Druckanzeiger sind direktanzeigende Federrohrgeräte.

T 52 g 3

12. Hand pump

Bei Ausfall der beiden motorgetriebenen Druckpumpen erlaubt es diese, am Boden des Hydraulic Panel montierte Kolbenpumpe, ohne jegliches Umschalten sämtliche Hydraulikanlagen mit Ausnahme des Auto Piloten mit Drucköl zu versorgen.

13. Hand pump shut-off valve

Normalerweise ist dieses am Hydraulic Panel befindliche Ventil immer geschlossen. Es wird nur dann geöffnet, wenn es z.B. am Boden erforderlich sein sollte, den "Hydraulic Accumulator" mit Hilfe der Handpumpe mit Drucköl aufzufüllen.

Als Besonderheit dieses Ventils sei noch vermerkt, daß der Ventilkörper eine kleine Ausgleichsbohrung besitzt, welche auch bei geschlossenem Ventil einen gewissen Öldurchfluß ermöglicht. Dies soll es vor allem durch Temperaturerhöhung hervorgerufenen Überdruck in der Hauptleitung ermöglichen, sich in Richtung zum Relief Valve abzubauen.

14. Landing flaps hydraulic system

Der hydraulische Teil der Landeklappenanlage umfaßt folgende Bauteile:

Das Selektier Ventil am Hydraulic Panel mit drei Stellungen "UP", "NEUTRAL" und "DOWN".

Den "Actuating cylinder", welcher in Rumpfmitte zwischen den beiden inneren Landeklappensektionen eingebaut ist.

Das im Hydraulic Panel befindliche "Landing flap relief valve", welches auf 480 psi eingestellt ist. Durch dieses Ventil wird ein Ausfahren der Landeklappen bei zu hoher Geschwindigkeit verhindert.

Das "Orifice check valve", das beim Ausfahren der Landeklappen in Richtung zum "Actuating jack" Drucköl ungehindert durchströmen läßt, beim Einfahren der Landeklappen jedoch die Durchflußmenge des Rücköls vom "Actuating jack"

drosselt und so die Einfahrgeschwindigkeit der Landeklappen begrenzt. Einbauort: Unter dem Fußboden des vorderen rechten Frachtraumes.

Beachte: Damit am Boden durch Temperaturanstieg hervorgerufener Überdruck abströmen kann, muß das Selektier Ventil immer in Stellung "UP" stehen.

15. Landing gear hydraulic system

Der hydraulische Teil der Fahrwerksanlage umfaßt:

Das Selektier Ventil am Hydraulic Panel mit den drei Positionen "UP", "NEUTRAL" und "DOWN".

Das "Landing gear pressure gauge", welches den in der "DOWN" Leitung herrschenden Druck anzeigt.

Die beiden "Actuating cylinders" im linken und rechten Hauptfahrwerksschacht.

Sowie bei den Maschinen OE-LBD und OE-LBN einen "Compensator cylinder" bei jedem Hauptfahrwerk, welcher beim Ausfahren als Dämpfer wirkt und beim Einfahren den "Actuating cylinder" unterstützt.

Beachte: Damit am Boden durch Temperaturanstieg hervorgerufener Überdruck abströmen kann, muß das Selektier Ventil immer in Position"DOWN" stehen.

16. Windshield wiper

Die beiden vordersten Cockpitfenster sind mit je einem hydraulisch betätigten Scheibenwischer ausgestattet. Oberhalb des Instrumentenbrettes befindet sich an jedem Fenster ein "Wiper head" und ein Selektier Ventil. Wird das Selektier Ventil geöffnet, so gelangt Drucköl zum Arbeitskolben im "Wiper head", welcher über eine Welle das vor dem Fenster angebrachte Wischerblatt bewegt.

17. Cowl flaps

Die "Cowl flaps" sind als Klappenkranz an der Motorverkleidung angeordnet, sie kontrollieren den Kühlluftdurchfluß am Motor und werden durch je einen kleinen "Cowl flaps cylinder" betätigt. Jeder "Cowl flaps cylinder" ist durch zwei Hydraulikleitungen mit einem "Cowl flaps selector valve" in Verbindung. Diese beiden Selektier Ventile befinden sich auf einer Konsole auf der rechten Seite des Cockpit unterhalb der Fenster.

Die "Cowl flaps selector valves" haben folgende fünf Positionen: CLOSED, OFF, TRAIL, OFF, OPEN.

Bei Stellung "CLOSED" gelangt Drucköl auf die eine Seite des "Cowl flaps cylinder" und die Klappen werden geschlossen.

Bei Stellung "OFF" sind beide Hydraulikleitungen abgesperrt und der "Cowl flaps cylinder" bleibt in seiner momentanen Stellung.

Bei Stellung "TRAIL" sind beide Hydraulikleitungen miteinander verbunden und die Klappen werden von den Luftkräften in einer Zwischenstellung gehalten.

Bei Stellung "OPEN" gelangt Drucköl auf die andere Seite des "Cowl flaps cylinder" und die Klappen werden geöffnet.

18. Brake System

Das Brake System besteht aus dem "Brake control valve", welches in Rumpfmitte vor den Seitenruderpedalen eingebaut ist und über diese betätigt wird.

Vom Brake control valve führen Leitungen zu den beiden Hauptfahrwerken, wo sich an jedem Rad zwei Trommelbremsen befinden.

**AUA** *AUSTRIAN AIRLINES*

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

| ICE AND RAIN PROTECTION<br>(Douglas DC-3) |
| --- |
| T 52 h |

Bearbeitet: Ing. Kozak

Ausgabe: 1/6/1964

Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

# ICE AND RAIN PROTECTION

## Inhaltsangabe



## Abbildungsverzeichnis

Instrumente

Autopilot

Vacuum Manifold

Zentrifugal-Oelabscheider

Sogpumpe Druckseite

Sogpumpe Druckseite

Sogregler

Sogregler

Geräte-träger

Geräte-träger

ON OFF

Schalter hinter Co-Pi-Sitz

De-Icing Pressure 6 - 8 psi

Verteiler

5 4 3 2 1

Haupt-Oelabscheider

Ueberdruck-ventil

Anlage in Betrieb Aussenluft

Anlage nicht in Betrieb Oel-Luft

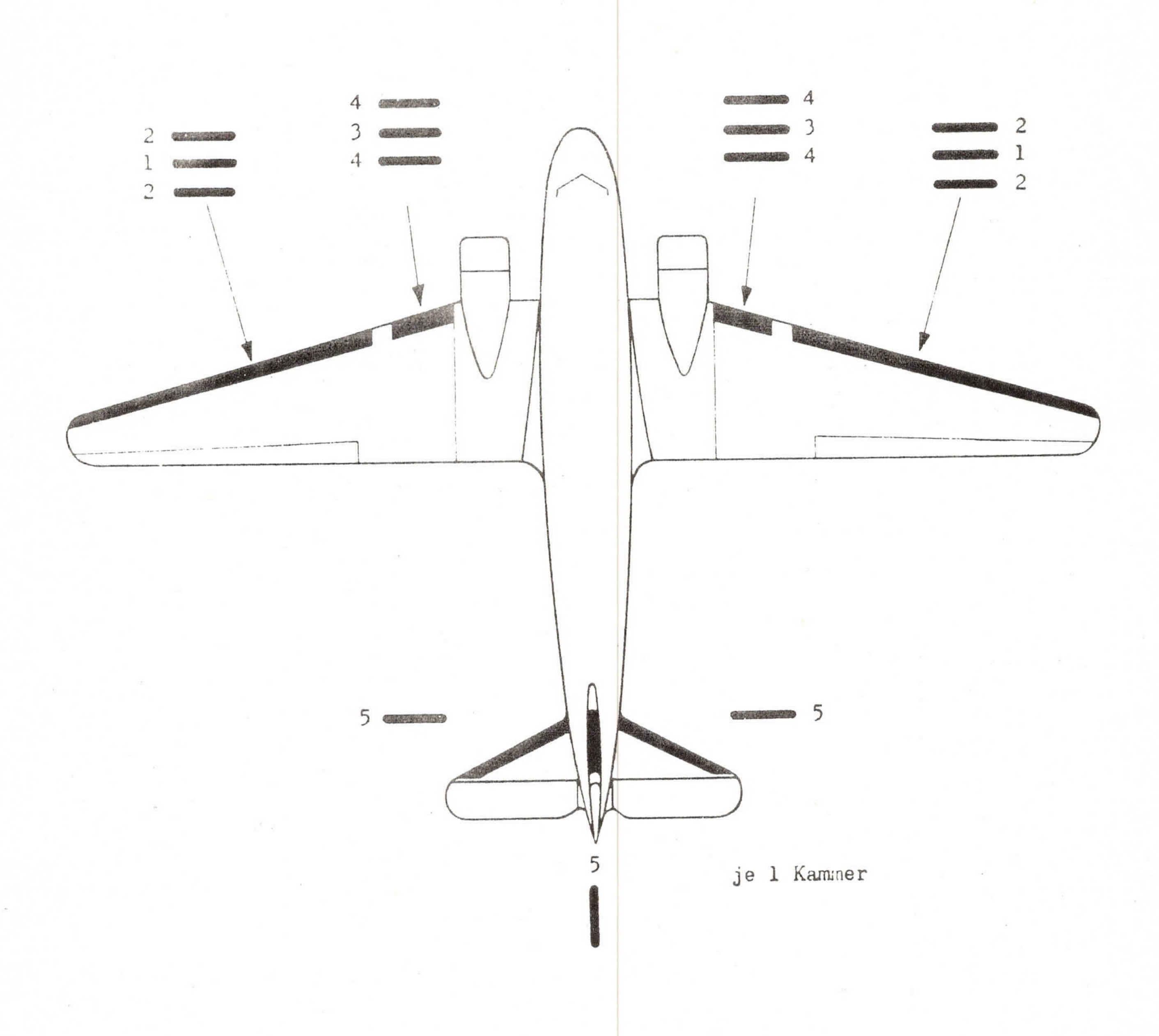
Anlage in Betrieb

Sog- und Druckseite bei laufenden Motoren (Enteisung OFF)

Oelleitung

Rückschlagventile

T 52 h 1 PNEUMATISCHE ENTEISUNGSANLAGE - SCHEMATISCH




Die links und rechts neben den Balken stehenden Zahlen nennen schematisch die Aufpumpreihenfolge der Kammern.

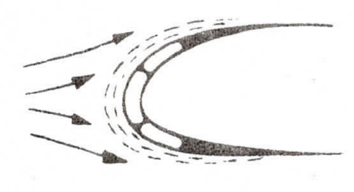
T 52 h 2 ANORDNUNG DER ENTEISERSCHUHE

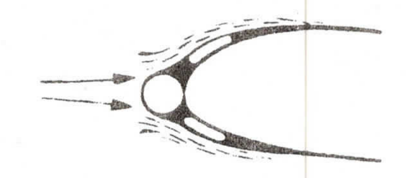
Flügelstück von Scheinwerfer bis Flügelende
(3 Luftkammern)

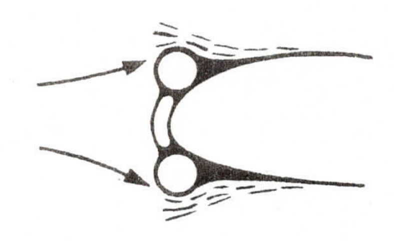
Ruhelage
Die Luftkammern sind in der Ruhelage und mit Eis überzogen

1. Phase
Die mittlere Luftkammer wird aufgepumpt, die Eisschicht in der Nasenmitte gebrochen und durch den Luftstrom in Pfeilrichtung abgelöst

2. Phase
Die beiden äußeren Luftkammern werden aufgepumpt und der Rest der Eisschicht durch den Luftstrom in Pfeilrichtung weggeblasen





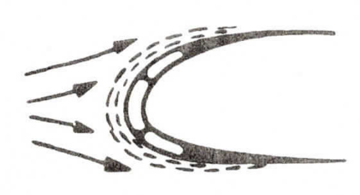


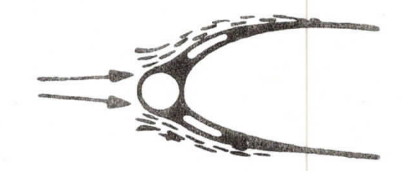
Flügelstück von Motor bis Scheinwerfer
(3 Luftkammern)

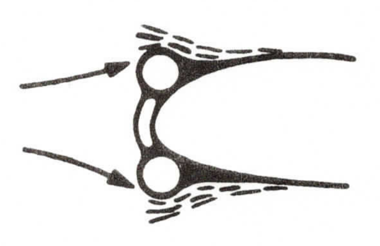
Ruhelage
Die Luftkammern sind in der Ruhelage und mit Eis überzogen

3. Phase
Die mittlere Luftkammer wird aufgepumpt, die Eisschicht in der Nasenmitte gebrochen und durch den Luftstrom in Pfeilrichtung abgelöst

4. Phase
Die beiden äußeren Luftkammern werden aufgepumpt und der Rest der Eisschicht durch den Luftstrom in Pfeilrichtung weggeblasen







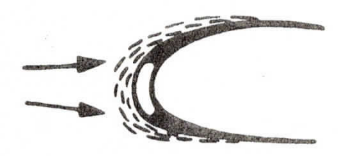
Höhen- und Seitenflosse

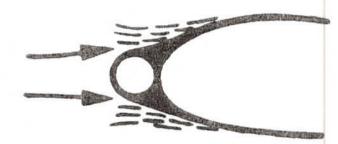


Ruhelage

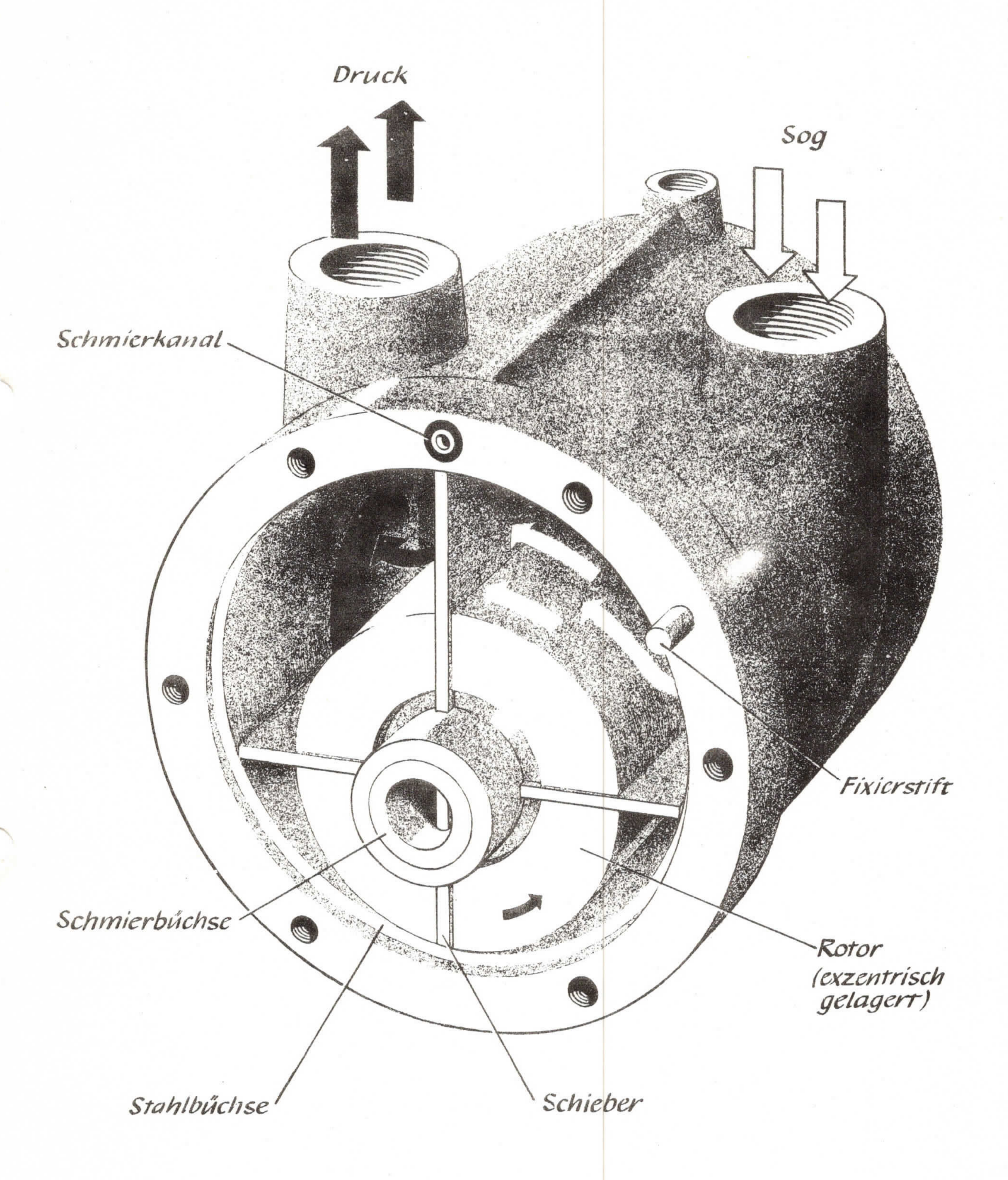
5. Phase

Die Seiten- und Höhenflossen sind mit je einer Kammer ausgerüstet, die im gleichen Zeitpunkt in der 5. Phase aufgepumpt werden.





T 52 h 3 AUFPUMPREIHENFOLGE




T 52 h 4 VAKUUMPUMPE

Alcohol pump ON - OFF switch
Quantity indicator
Front windshields
Clear view panels
Flowmeters
Side windows
Propeller anti-icing
Carburetor de-icing
Selector valve battery
Filter
Vent pipe
Supply tank
Drain cock
Alcohol pump
By pass valve
Filter

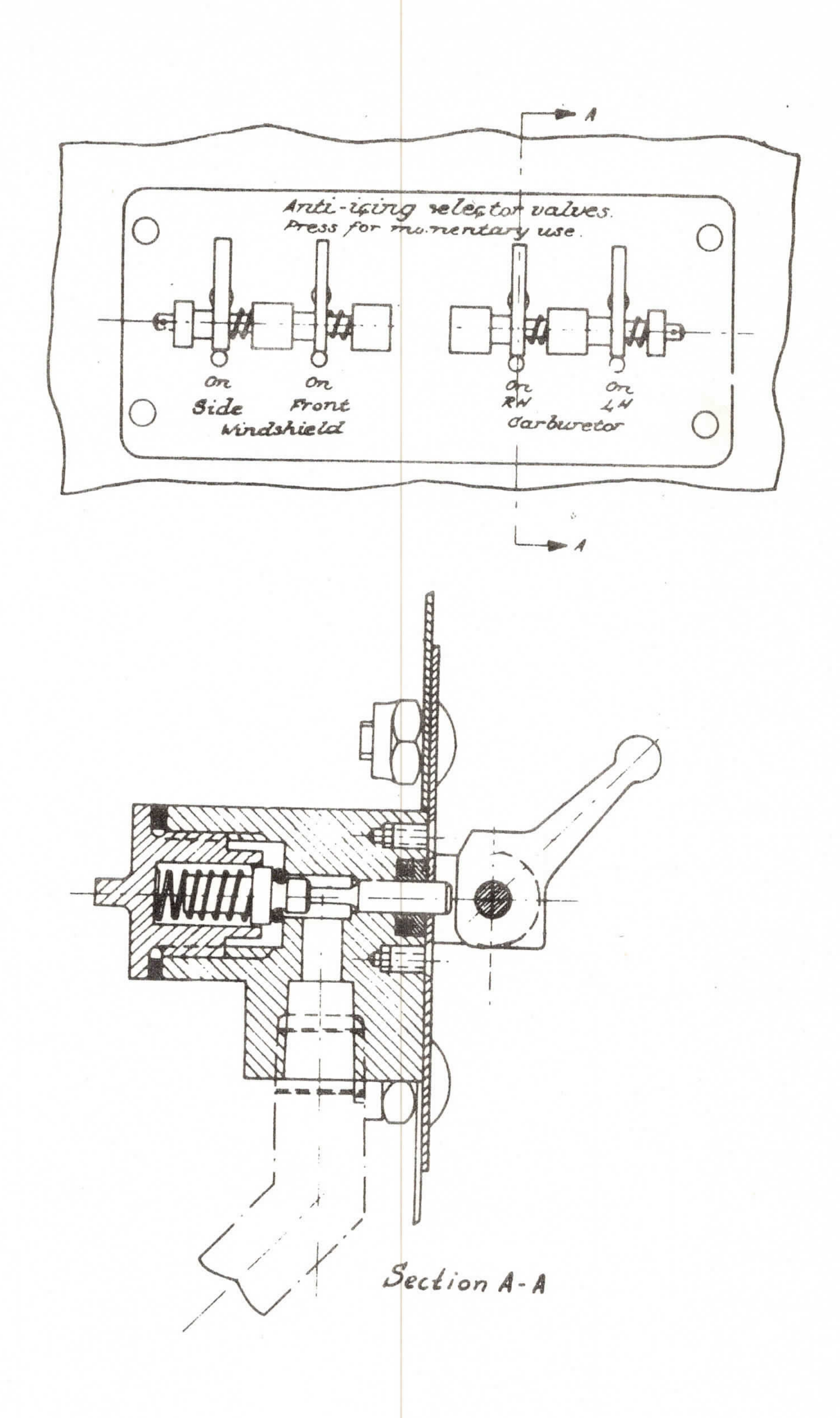
T 52 h 5 FLÜSSIGKEITSENTEISUNGSSYSTEM

MAIN JUNCTION BOX
2
5A
DA26
89
JA2
1 CIRCUIT BREAKER
DA23
JA10
TUNNEL JUNCTION BOX
2 69 94 95
FUEL QUANT. SYSTEM
Seite 34a
DA21
DA20
DA24
DA23
DA27
ALCOHOL QUANTITY IND.
B
NOSE JUNCT. BOX
A
4
3
ALCOHOL QUANT. JUNCT. BOX
39 41 40
2
DA28
DA30
DA29
6 C A B
5 ALCOHOL QUANT. TRANSM.

T 52 h 6 DE ICING FLUID QUANTITY INDICATING SYSTEM

LEFT OVERHEAD PANEL
Alcohol De-icing Pump Ind.Light
1-2
De-icer Pump Sw.
DA3
10
MAIN JUNCTION BOX
5
DA6
3
DA1
9
DA2
D4
4
10A
D1
8
DA4
35
MAIN JUNCTION BOX
DA5
D3
Control Lever behind Co-Pilot Seat
ON
OFF
TUNNEL
JUNCTION BOX
109
23
5
D2
DA9
ELECTR. MOTOR DISTRIBUTOR
7
WING DE-ICING MOTOR JUNCTION BOX
6
KONDENSATOR
JUNCTION BOX RIGHT WING FAIRING
8
2
DEICER PUMP ALCOHOL

T 52 h 7 WING- AND ALCOHOL DE ICING STROMKREIS




T 52 h 8 SELECTOR VALVE FÜR CARBURETOR AND WINDSHIELD DE ICING

MAIN JUNCTION BOX
1
CIRC. BREAKER
20A
MAIN BUS
2
10
DH9
DH13
DH5
AMMETER
3
DH1
DH2
4
4
REAR
FRONT
OVERHEAD PANEL LEFT
DH8
DH3
2
33
34
MAIN JUNCTION BOX
DH10
DH4
2
22
21
TUNNEL JUNCTION BOX
DH7
DH6
2
PITOTHEATER JUNCTION BOX
AUTOM. CURRENT CONTROL
TO PREVENT OVERHEATING
REAR PITOT HEATER
5
DH7A
DH11
DH6A
DH12
FRONT PITOT HEATER

T 52 h 9 PITOT HEATING SYSTEM - STROMKREIS

# ICE AND RAIN PROTECTION

## Allgemeines

Die DC-3 ist mit einem pneumatischen Enteisungssystem für Tragflächen und Leitwerk, einem Alkohol-Enteisungssystem für Vergaser, Propeller und Cockpitfenster, einem Pitot Heating System und einer Scheibenwischeranlage ausgestattet.

Weiters ist ein Vergaser-Vorwärmsystem (Carburetor Preheat) und ein Windshield De Froster (Windshield De Icer) vorgesehen.

## Pneumatische Enteisung

Die Enteisungsanlage an den aerodynamischen Flächen besteht aus aufblasbaren Gummibelägen, die an den Vorderkanten von Tragflächen und Leitwerk angebracht sind.

Die Gummikörper (De Icer Shoes) werden mit Druckluft aufgeblasen, die von den beiden Vakuumpumpen geliefert wird. Die von den Vakuumpumpen gelieferte Luft wird durch Ölabscheider und dann zu einer Ventil- und Verteiler-Schieber-Einheit geführt. Ist das Enteisungssystem in Betrieb, dann wird die Luft von diesem Ventil zu einem weiteren Ölabscheider geführt, bevor sie in die Verteilerkammer des Schiebers und zu den Enteiserschuhen gelangt.

Die De Icer Shoes werden in fünf Takten durch Rotation des Verteilerschiebers aufgeblasen. Ein Elektromotor dreht den Schieberrotor in 40 Sekunden einmal um, und während jeder Umdrehung werden alle De Icer Shoes aufgeblasen und entspannt. Das heißt, daß jeder Schlauch 8 Sekunden lang aufgeblasen ist. Durch den Aufblasvorgang reißt die Eisschicht, und der Luftstrom bläst das Eis weg.

Mit einem Steuerungssystem, bestehend aus einem Hebel und Seilzug, wird der Verteilermotor geschaltet, und das Ventil betätigt. Der Betätigungsgriff befindet sich hinter dem Sitz des Copiloten.

## Alkohol-Enteisungs-System

### 1. Allgemeines

Ein Tank mit einem Fassungsvermögen von 11 US Gall. ist auf der rechten hinteren Seite der Centre Wing Section eingebaut und versorgt das gesamte Alkohol-Enteisungs-System. Beim Tank befindet sich ein Absperrhahn, ein Filter, eine Pumpe, ein Überdruckventil und ein Drain Hahn. Der Tankinhalt wird auf der rechten Seite des Instrumentenpanel angezeigt.

### 2. Propeller-Enteisung

Wenn die Alkoholpumpe läuft, wird die Zufuhr zu jedem Propeller mittels eines Nadelventils zwischen 0 und 16 US Gall./Stunde und Propeller geregelt. Nadelventile und Anzeigegeräte befinden sich rechts vom Copiloten.

### 3. Vergaser-Enteisung

Das Vergaserenteisungssystem wird gemeinsam mit der Vergaservorwärmung (Preheat System) benützt.

Dieser Alkoholfluß ist fix eingestellt und kann während des Fluges nicht variiert werden. Der Alkohol wird von vier Seiten in den Vergaserschacht eingespritzt.

### 4. Windshield-Enteisung

Die Zufuhr von Enteiserflüssigkeit zu den Cockpitfenstern erfolgt über das offene Ventil, wenn die Hebel in ON-Stellung gebracht werden. Die Ventile können auch nur momentan geöffnet werden, indem die federbelasteten Hebel für kurze Zeit gedrückt werden.

Der Alkoholfluß ist fix eingestellt und kann während des Fluges nicht verändert werden.

Vergaser-Vorwärmung (Carburetor Preheat)

Um das Einströmsystem zum Vergaser vor Vereisung zu schützen, oder bereits angesetztes Eis zu entfernen, kann die Stauluft abgeschlossen und von den Auspuffrohren erwärmte Luft zugeführt werden. Dies wird mit der in der Lufthutze montierten Vorwärmklappe erreicht. Wird diese Klappe geöffnet, d.h. die Stauluft abgeschlossen, so wird diejenige Luft, die über den Motor streicht und von Zylindern und Auspuffrohren erwärmt wird, in den Laderschacht geleitet.

Die Bedienung der Vorwärmklappe erfolgt vom Cockpit aus mit den beiden Hebeln rechts am Pedestal.

Pitot Heating System

Die beiden Staurohre werden elektrisch enteist. Die Enteisung wird mittels zweier Schalter (Pitot Heat - Front und Rear) am linken Overhead Panel eingeschaltet.

Der Enteisungsstrom wird auf einem Amperemeter, das über den Schaltern angeordnet ist, angezeigt.

Scheibenwischer (Windshield Wipers)

Die Scheibenwischeranlage ist ein Bestandteil der Hydraulikanlage und wird mittels zweier Operating Valves in Betrieb genommen.

T 52 h 4

AUA AUSTRIAN AIRLINES

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

| |
|---|
| INSTRUMENTS<br>(Douglas DC-3) |
| T 52 i |

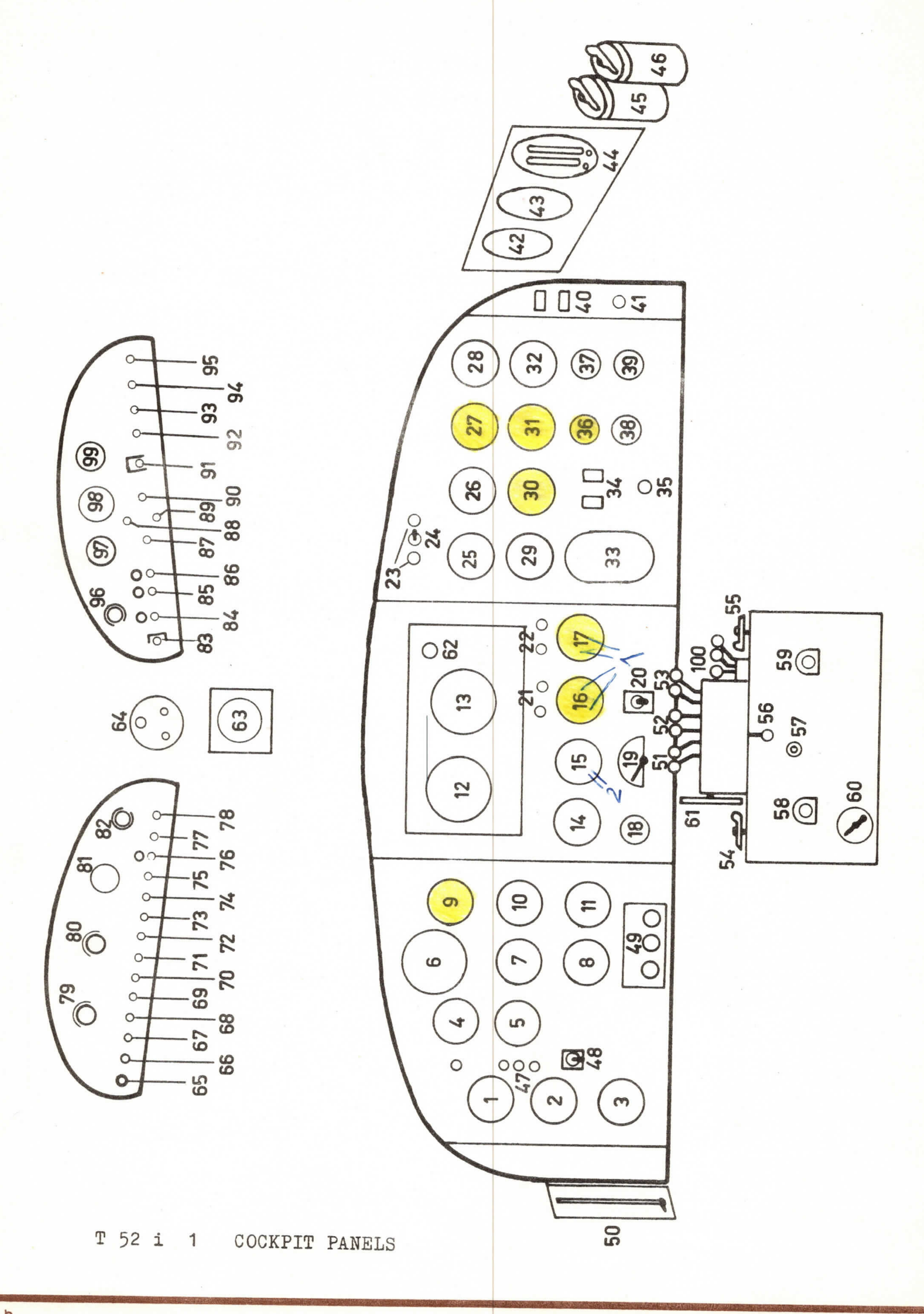

Bearbeitet: Ing. Kozak



Ausgabe: 1/6/1964



Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)



T 52 i 1 COCKPIT PANELS

1. Omni Bearing Unit
2. Compass
3. Clock
4. Airspeed Indicator
5. ILS Indicator
6. Gyro Horizon
7. Directional Gyro
8. Turn & Bank Indicator
9. Altimeter
10. ADF Indicator
11. Rate of Climb Indicator
12. Directional Control Unit (A/P)
13. Bank & Climb Control Unit (A/P)
14. RPM Indicator
15. Manifold Pressure Indicator
16. Fuel Pressure Indicator
17. Oil Pressure Indicator
18. OAT Indicator
19. Selector Valve (Manifold Pressure Indication)
20. Selector Valve (Static System)
21. Fuel Low Pressure Warning Lamps
22. Oil Low Pressure Warning Lamps
23. Fire Warning Lamps
24. Test Switch (Fire Warning)
25. Airspeed Indicator
26. Turn & Bank Indicator
27. Altimeter Indicator
28. Rate of Climb Indicator
29. ILS Indicator
30. C.H.T. Indicator
31. C.A.T. Indicator
32. Oil Temperature Indicator
33. Fuel Quantity Indicator
34. Cabin Heater Warning Lights
35. Door Warning Light
36. Oil Pressure Indicator (Autopilot)
37. De-Icing ~~Fluid~~ air Pressure Indicator
38. Suction Indicator
39. De-Icing Fluid Quantity Indicator
40. L/G-Position Lights
41. L/G Lights Bright-Dim Switch
42. L/G Hydraulic Pressure Indicator
43. Hydraulic System Pressure Indicator
44. Anti Icing Flow Indicator
45. LH Cowl Flaps Operating Valve
46. RH Cowl Flaps Operating Valve
47. Marker Beacon Indicating Lights
48. Marker Lights Hi-Lo Switch
49. Valve Servo Speed Control (Auto Pilot)
50. Wing Flaps Indicator

T 52 i 1 a BESCHREIBUNG ZU ABB. T 52 i 1

51. Propeller Lever (RPM-Control)
52. Throttle Lever
53. Mixture Control Lever
54. Fuel Tank Selector Valve (LH)
55. Fuel Tank Selector Valve (RH)
56. Tail Wheel Lock
57. Parking Brake
58. Trim Handle (Rudder)
59. Trim Handle (Aileron)
60. A/P Hydraulic Shut off ?
61. ~~Elevator Trim~~
62. A/P Suction Gage
63. Compass
64. Ignition Switch
65. Stewardess Call
66. Wing Illumination Light Switch
67. No Smoking Switch
68. Fasten Seat Belt Switch
69. Rotating Beacon Switch
70. Position Lights Switch
71. Cockpit Lights, Pedestal, Switch
72. Cockpit Lights, Wall, Switch
73. Cockpit Lights, Dome, Switch
74. Pitot Heat (Front) Switch
75. Pitot Heat (Rear) Switch
76. Alcohol Pump Switch
77. Landing Lamp LH Switch
78. Landing Lamp RH Switch
79. Compass Light (Bright) Switch
80. Panel Light (Bright) Switch
81. Ammeter (Pitot Heater)
82. LH Feather Button
83. Power Master Switch
84. Inverter Selector Switch
85. Fuel Booster Pump LH Switch
86. Fuel Booster Pump RH Switch
87. Primer Switch
88. Booster Switch
89. Starter Switch
90. Primer Switch
91. Starter Master Switch
92. LH Generator Switch
93. RH Generator Switch
94. Radio Master Switch
95. Windshield Blower Switch
96. RH Feather Button
97. Ammeter, LH Generator
98. Voltmeter
99. Ammeter, RH Generator
100. Carburetor Pre Heat Selector Levers (LH and RH) and Locking Lever

T 52 i 1 b BESCHREIBUNG ZU ABB. T 52 i 1

AUA AUSTRIAN AIRLINES

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

LANDING GEAR

(Douglas DC-3)

T 52 j

Bearbeitet: Ing. Kozak

Ausgabe: 1/6/1964

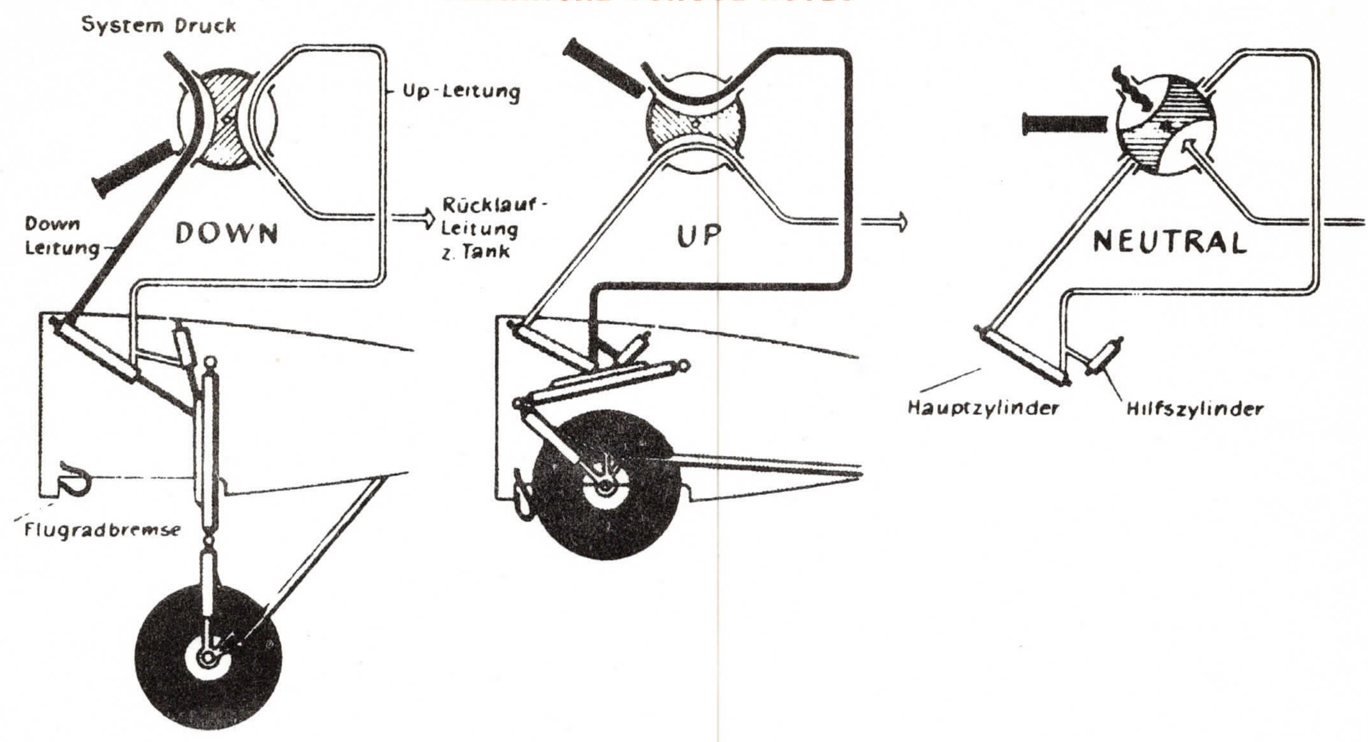
Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

# LANDING GEAR

## Inhaltsangabe



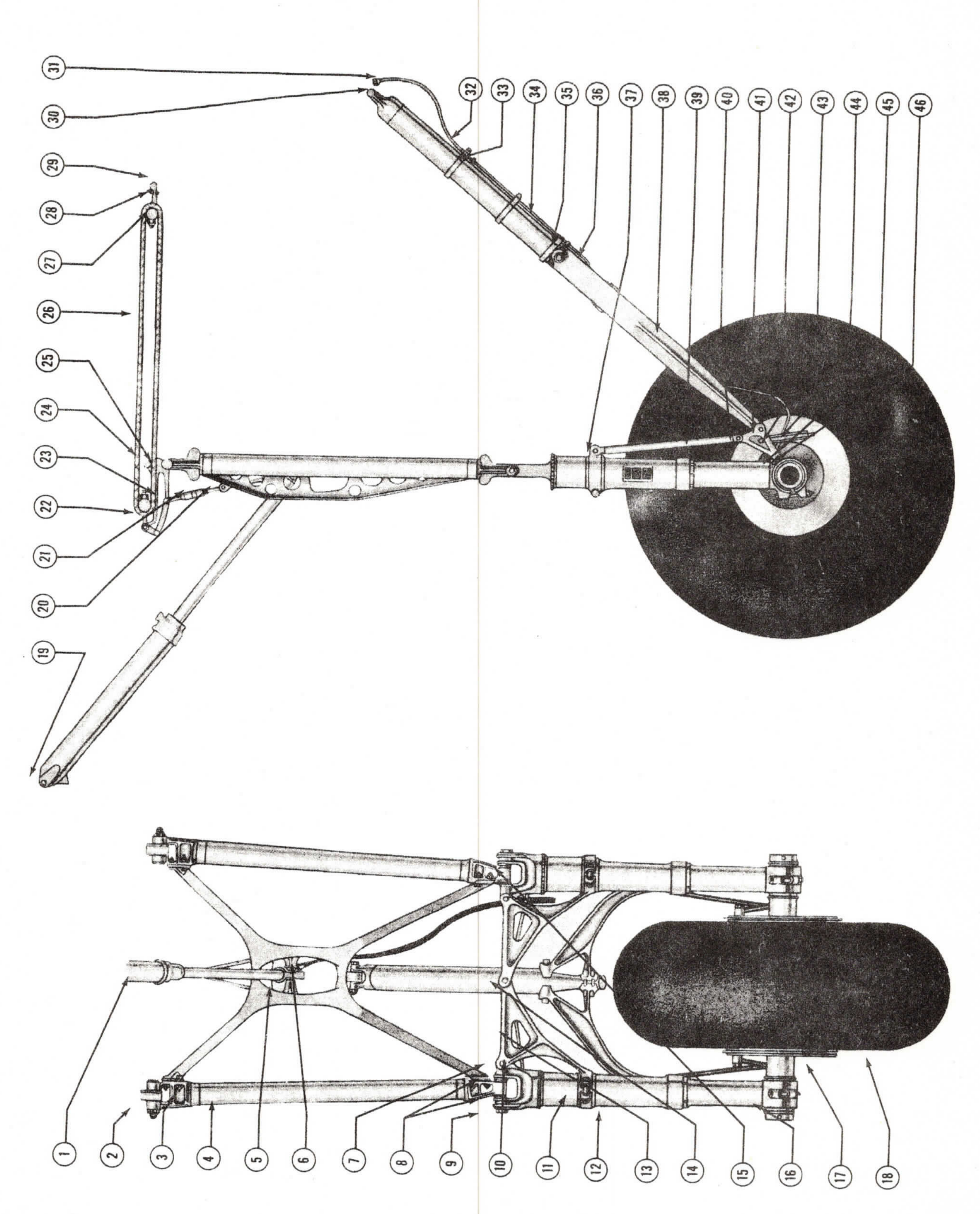
## Abbildungsverzeichnis




T 52 j 1 AUS- UND EINFAHREN DES HAUPTFAHRWERKS

Betätigungs-Zylinder
Hilfszylinder
Schalter, welcher beim Betätigen der Klinke Licht von grün auf rot schaltet
Oberer Rohrrahmen
Pin
Press-Stahlkreuz
Luftverbindungsleitung
Verbindungsstücke
Gabelstrebe
Federbein
Radachse
Schwinghebel-stange
Gabelstrebe
Schwinghebel

T 52 j 2 HAUPTFAHRWERK MIT HILFSZYLINDER




T 52 j 3 HAUPTFAHRWERK MIT GUMMIZUG (BUNGEE)

LATCH AND LATCH HANDLE IN "LATCH RAISED" POSITION, LANDING GEAR OPERATING VALVE HANDLE IN "UP" POSITION TO RETRACT LANDING GEAR.

T 52 j 4 MECHANISCHES DOWN LOCK SYSTEM

## LATCH RAISED

LATCH CONTROL HANDLE
LANDING GEAR CONTROL VALVE HANDLE
DOG
SHOE
CATCH
BRACKET
PULLEY
LINK
ARM
TRIP
PISTON
PIN
GREASE FITTING
CYLINDER
ROD
SPRING
SPADE
GUIDE
PISTON ROD HOOK
LATCH

When latch control handle is pulled back to "LATCH RAISED" position, valve catch is pulled down by the connecting rod. The dog springs into position to hold catch down. The latches are raised clear of the actuating cylinder hooks. Control valve handle can be moved to the "UP" position as the shoe assembly displaces the dog and slides on catch. Landing gear is retracted.

## SPRING LOCK

SAFETY CLIP ENGAGED

When the control valve handle is moved to "NEUTRAL" position after retraction, the latches automatically assume the "SPRING LOCK" position. The latches are spring loaded in the guides to automatically latch the landing gear when fully extended. Control valve handle always can be moved to the "DOWN" position.

## POSITIVE LOCK

COVER
PIN LOWERS IN SLOT TO LOCK LATCH

After the landing gear is extended and latched, the latch handle is moved to "POSITIVE LOCK" position. The latches are held securely in the guides. Move the control valve handle to "DOWN" if airplane is to stand on ground.

CAUTION

Place latch handle in "POSITIVE LOCK" only after landing gear is fully extended and latched.

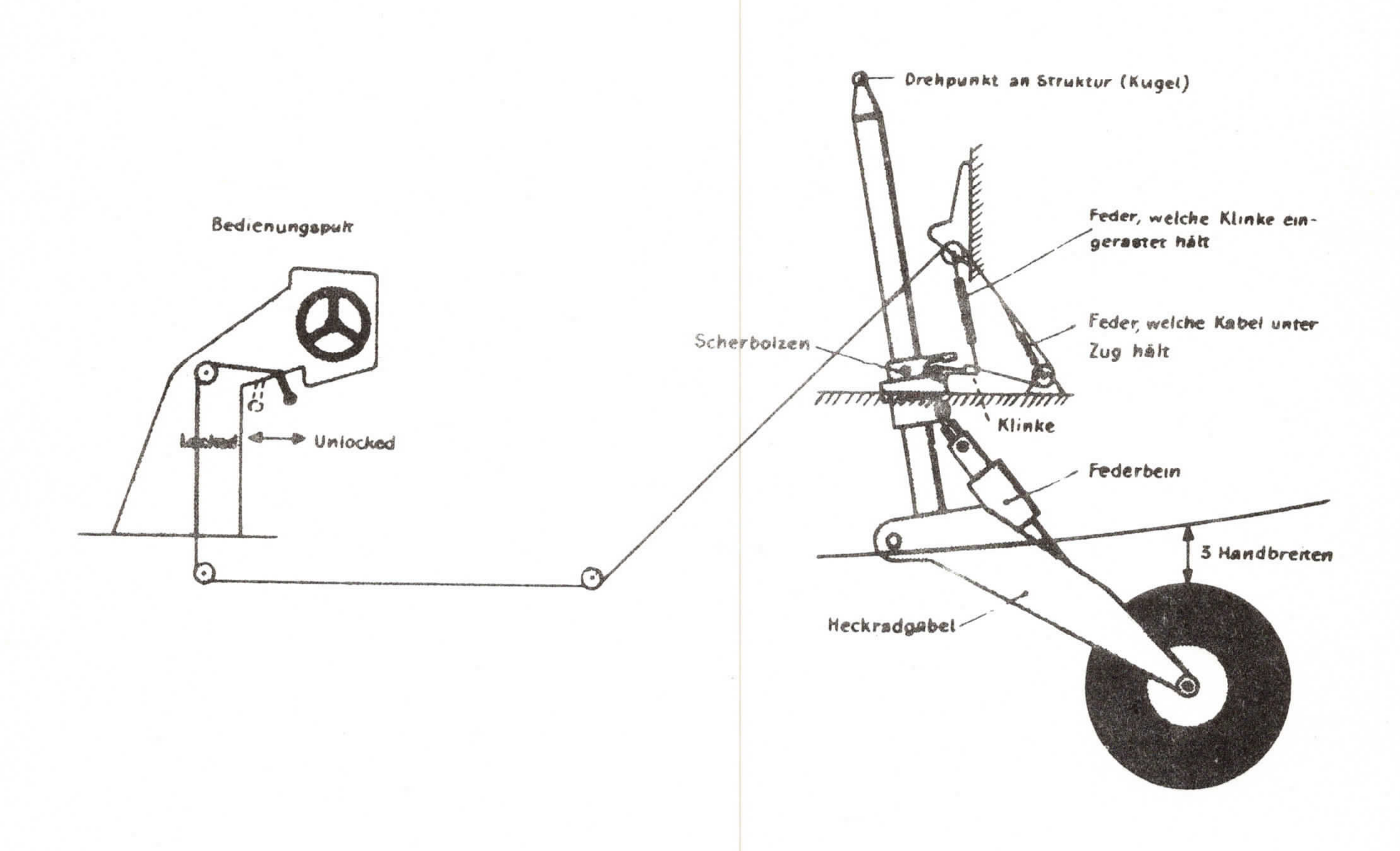
T 52 j 5 ARBEITSWEISE DES DOWN LOCK SYSTEMS




# TECHNICAL SCHOOL NOTES



T 52 j 6 FAHRWERKS-ANZEIGEN UND WARNUNG - STROMKREIS

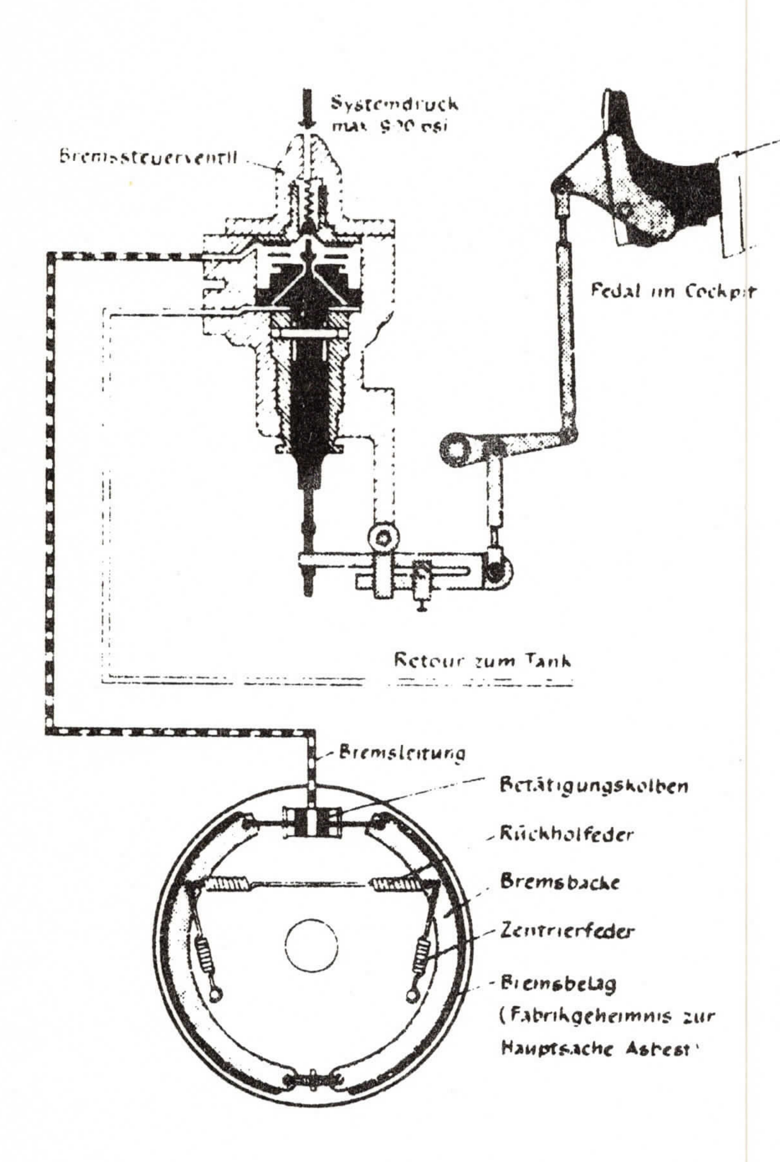


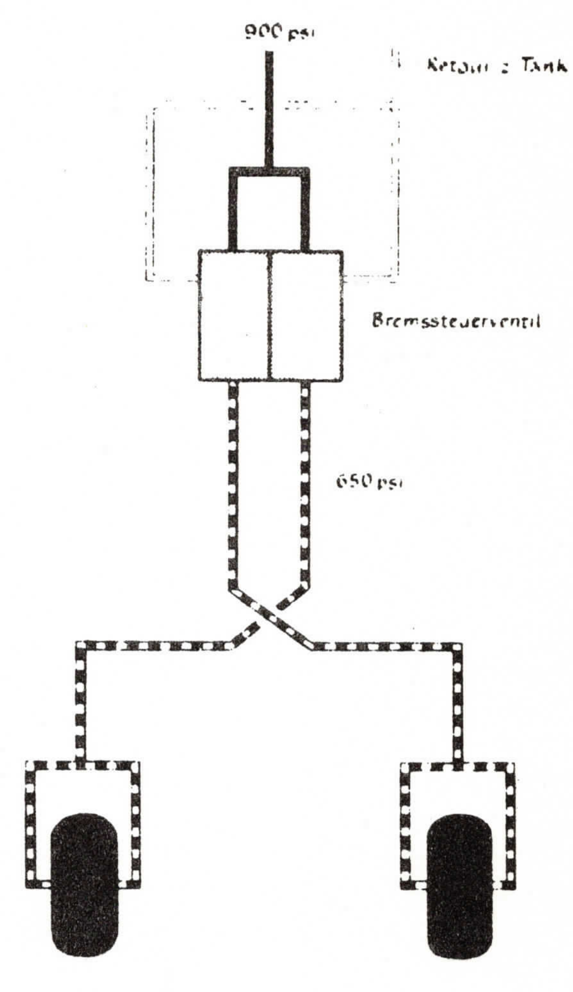

T 52 j 7 HECKRAD UND HECKRADVERRIEGELUNG

VIEW B

VIEW A

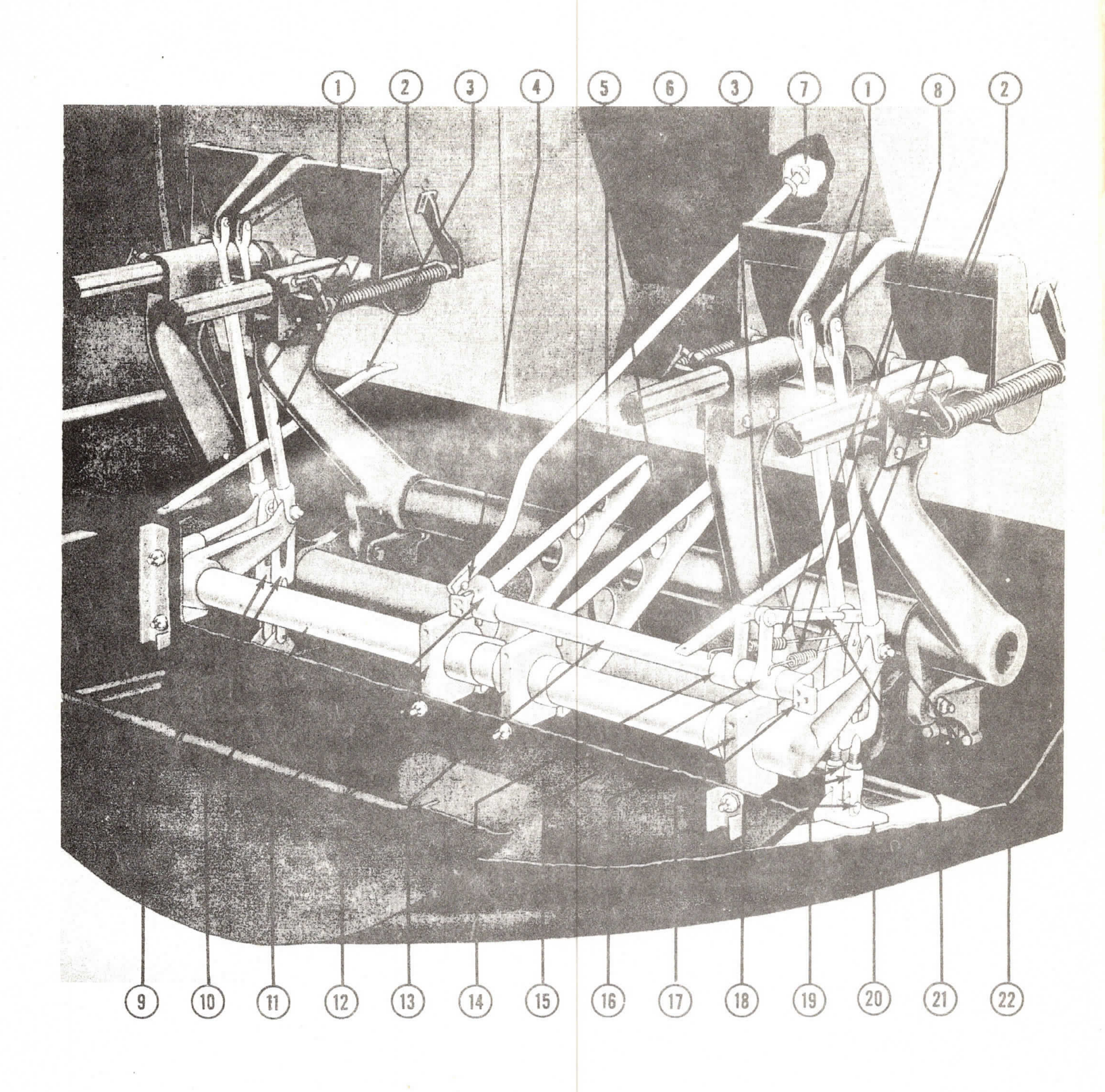
T 52 j 8 LAGERUNG DES HECKRADES




T 52 j 9 BREMSSYSTEM

T 52 j 10 BRAKE CONTROL VALVE ASSEMBLY




T 52 j 11 PARKING BRAKE MECHANISM

# LANDING GEAR

## Allgemeines

Das Fahrwerk der DC-3 besteht aus zwei Hauptfahrwerken und einem Heckrad. Jedes der beiden hydraulisch betätigten Hauptfahrwerke ist so angeordnet, daß das Fahrwerksrad in einen Schacht in der Triebwerksgondel einfährt. Im ausgefahrenen Zustand ist das Fahrwerk mechanisch verriegelt.

Das Heckrad ist nicht einfahrbar, läßt sich jedoch durch Nachlauf rundherum drehen.

## Hauptfahrwerk

Das Hauptfahrwerksrad ist auf einer Achse montiert, die zwischen zwei Öl-Luft-Federbeinen angeordnet ist. Die Luftkammern der beiden Federbeine sind untereinander verbunden.

Die Aufhängung des Fahrwerksrades und der Federbeine ist aus Abb. T 52 j 2 zu ersehen.

### 1. Aus- und Einfahren

Das Hauptfahrwerk ist nur halb einziehbar, d.h., die Räder ragen im eingefahrenen Zustand aus dem Fahrwerksschacht heraus. Der Einziehmechanismus wird hydraulisch durch einen Haupt- und einen Hilfszylinder betätigt. Beim Ausfahren dagegen ist nur der Hauptzylinder unter Druck, der Hilfszylinder ist drucklos und hilft damit den Ausfahrvorgang zu dämpfen. Steht der Fahrwerkshebel (Landing Gear Selector) auf UP, wird das Fahrwerk durch Systemdruck in der UP-Stellung gehalten. Ist der Fahrwerkshebel dagegen auf NEUTRAL, bleibt das Fahrwerk nur durch die eingeschlossene Ölsäule in der UP-Stellung.

An älteren DC-3-Typen ist an Stelle des Hilfszylinders ein Gummiseil angebracht (siehe Abb. T 52 j 3).

In UP-Stellung hält fast nur der Hilfszylinder (bzw. der Gummizug) das Fahrwerk, da der Hauptzylinder unter ungünstigem Winkel angreift.

Am Boden soll der Selector Lever auf Down stehen, damit infolge Wärmedehnung kein zu hoher Druck in der eingeschlossenen Ölsäule entsteht.

2. Down Lock System

In jedem Fahrwerksschacht befindet sich an der Hinterwand ein Verriegelungsmechanismus, der das voll ausgefahrene Fahrwerk unter Federlast mechanisch verriegelt. (Abb. T 52 j 4 und 5)

Der Verriegelungsmechanismus für beide Fahrwerke wird von einem am Cockpitfußboden befindlichen Hebel über einen Seilzug betätigt.

Der Hebel hat drei Stellungen: LATCH RAISED (entriegelt), SPRING LOCK (Verriegelung mit Federkraft) und POSITIVE LOCK (verriegelt). Abb. T 52 j 5 zeigt die Funktion des Verriegelungsmechanismus bei den drei verschiedenen Hebelstellungen.

Der Down Lock Lever ist in Stellung SPRING LOCK federbelastet.

Mittels eines Verriegelungsgestänges zwischen Down Lock Lever und Landing Gear Control Valve wird verhindert, daß dieses in Stellung UP gebracht wird, während der Down Lock Lever in Stellung Spring Lock oder Positive Lock ist.

3. Anzeigen und Warnung

Dieses System besteht aus einem Warnhorn (links vom Kapitän) und einer roten und grünen Lampe am Copilot Instrument Panel.

Das Horn ertönt, wenn eine der beiden Throttles auf weniger als 1/4 zurückgenommen wird und das Fahrwerk nicht im Down Lock oder der Landing Gear Lever nicht in Neutral steht, wenn das Fahrwerk im Down Lock ist.

Befinden sich die Fahrwerke im Down Lock und der Landing Gear Lever in der Neutral-Stellung, dann leuchtet die grüne Lampe.

Die rote Lampe leuchtet immer dann, wenn der Landing Gear Lever nicht in NEUTRAL steht, und das Fahrwerk nicht im Down Lock ist.

Das Heckrad

Das Heckrad ist durch einen hydr. Stoßdämpfer abgestützt und gefedert. Die Luftfüllung im Federbeinzylinder soll so bemessen sein, daß die Federbeinstrebe bei leerem Flugzeug voll aus dem Zylinder ausgefahren ist, ohne daß die Luft komprimiert wird. Steht das Heckrad genau unter der Längsachse des Heckes, soll die Distanz zwischen Pneu und Rumpfstruktur drei Handbreiten betragen (Faustregel!).

Für Start und Landung wird das Heckrad durch eine im Cockpit befindliche Klinke in der Neutral-Stellung (Geradeführung) fixiert. Ist die Klinke gelöst, ist das Heckrad um 360° drehbar. Wird mit dem Flugzeug am Boden manövriert, ohne daß die Heckradklinke entriegelt ist, bricht ein als Sollbruchstelle bestimmter Scherbolzen, womit man Beschädigungen an der Rumpfstruktur oder am Heckrad selber verhindert.

Klinkenbedienung: Klinkenhebel im Cockpit nach vorne = Heckrad blockiert
Klinkenhebel im Cockpit nach hinten = Heckrad frei

Bremsanlage

1. Allgemeines

Die Hauptfahrwerksbremsen können unabhängig voneinander mittels zweier Bremsventile (Brake Control Valves) durch Betätigen der Rudder Brake Pedale mit Drucköl versorgt werden.

Dadurch werden die Betätigungskolben in den Bremsen nach außen bewegt und die Bremsbacken mit den Belägen an die Innenseite der Bremstrommeln gedrückt, wodurch Reibung und Bremswirkung entsteht.

Werden die Pedale entlastet, dann lösen Rückholfedern die Bremse, und das von den Kolben verdrängte Öl wird via Brake Control Valve in die Rückleitung zum Tank gedrückt.

Ein Parking Brake Mechanismus ist in der Lage, die Bremspedale in Stellung ON zu verriegeln.

2. Brake Control Valve

Das Brake Control Valve (Abb. T 52 j 10) ermöglicht es, Drucköl unter bestimmtem Druck zur Bremse zu führen, und dabei dem Piloten ein Gefühl für die Größe des Bremsdruckes zu geben.

Das Brake Control Valve befindet sich unterhalb und vor den Pedalen auf der Seite des Kapitäns.

3. Kontrolle und Reparatur der Bendix Hauptfahrwerksbremse

A. Demontiere das Rad vom Hauptfahrwerk.

B. Baue die Bremsen aus, demontiere und reinige sie sorgfältig und führe Zustandskontrolle aus:

(1) Bremsbeläge:
Die Bremsbeläge sind zu entfernen, wenn einer der folgenden Punkte zutrifft.
(a) Belag über die ganze Breite gerissen,
(b) Belag bis auf 0,5 mm über die Nieten abgenützt,
(c) Belag infolge von Überhitzung spröde.

Montage von neuen Bremsbelägen:
(a) Lege Bremsbelag auf Bremsbacke,
(b) Setze die Nieten in die Bohrungen ein,
(c) Beginne mit dem Vernieten in der Mitte der Bremsbacke. Arbeite gegen das eine Ende des Belages. Schlage die

Nieten zuerst auf der einen Seite, drehe die Backe um und schlage die andere Seite der Nieten. Befestige die zweite Hälfte des Bremsbelages auf die gleiche Weise.

(e) Beachte, daß alle Nieten mit dem gleichen Druck geschlagen werden. Zu hart geschlagene Nieten führen zum Springen des Bremsbelages und bei zu leicht geschlagenen Nieten kann sich der Belag lockern.

<u>ACHTUNG</u>: KONTROLLIERE FESTSITZ ALLER NIETEN.

Beachte, daß die Nietköpfe nicht schief geschlagen sind. Die Bremsbeläge dürfen max. 1/64" über die Bremsbacken hinausreichen.

(2) Bremsbacken:
Kontrolliere die Bremsbacken auf Rißbildung und Korrosion. Gerissene Bremsbacken sind auszutauschen.

(3) Bremszylinder:
Kontrolliere die Bremszylinder auf Leckage. Undichte Bremszylinder sind auszutauschen.

(4) Bremsflansche:
Kontrolliere Bremsflansch auf Korrosionsstellen und Rißbildung.

C. Führe Zustandskontrolle und evt. Reparatur der Bremstrommeln durch.

(1) Kontrolliere die Bremsfläche der Trommeln auf Korrosion und Bremsmarken (entstanden durch Anreiben der Bremsbeläge) sowie auf Rißbildung und Wärmemarken. Kleinere Wärmemarken und Risse sind jedoch nachlässigbar. Vorhandene Schrumpf-Spannungsrisse dürfen jedoch höchsten bis 1,5 mm an den Rand der Bremsfläche reichen. Nur, wenn Risse bis an den Trommelrand reichen, ist diese zu verschrotten.

D. <u>Laufradnabe</u>
Führe eine gründliche Reinigung der Laufradnabe durch. Führe

Sichtkontrolle der Nabe auf Risse und Korrosion durch. Kleinere Korrosionsstellen sind auszupolieren.

E. Lager und Achse

Entferne Achse und Lager und reinige sie. Fette Achse und Lager ein und baue sie wieder in die Nabe ein. Beim Einbau der Laufradachse ist darauf zu achten, daß die Achsseite mit fester Mutter ventilseitig in das Rad montiert wird. Die gegenüberliegende Radmutter ist mit dem zugehörigen Spezialschlüssel und Gegenhaltdorn festzuziehen und auf die nächste Sicherungsmöglichkeit zu lösen. Nach dem Zusammenbau des Laufrades ist zu kontrollieren, daß die Bremsbacken der eingebauten Bremsen 2...3 mm vom Rand der Bremstrommeln zurückstehen. Diese Distanz kann durch das Einsetzen von entsprechenden Distanzscheiben zwischen der festen Mutter und Lager eingestellt werden.

F. Baue die Bremsen ein.

G. Stelle mittels entsprechender Speziallehre das Bremsspiel ein.

4. Bremsentlüftung für Bendix Hauptfahrwerksbremsen

Ein Entlüften der Bremsen ist immer dann durchzuführen, wenn (z.B. bedingt durch das Auswechseln von Bremseinheiten oder anderer Teile) ein Eindringen von Luft in das Bremssystem möglich ist.

A. Entlüftungsvorgang

Beachte: Es sind immer beide Bremseinheiten eines Rades gleichzeitig zu entlüften.

(1) Entferne die Abschlußschraube am Bleed-Valve und setze den Entlüftungsschlauch ein.

(2) Erzeuge mit der Hydraulik-Handpumpe Druck und betätige das Pedal der zu entlüftenden Bremse.

(3) Öffne das Bleed-Valve und lasse solange Öl in ein sauberes

Gefäß ausfließen, bis keine Luftblasen mehr austreten. Öffne und schließe einigemale das Bleed-Valve, wodurch auch die in den Leitungsunebenheiten zurückgehaltenen Luftblasen austreten.

(4) Schließe unter anhaltendem Druck das Bleed-Valve. Halte dabei das freie Ende des Entlüftungsschlauches in das ausgeflossene Hydrauliköl, um ein neuerliches Eindringen von Luft zu verhindern.

(5) Entferne den Entlüftungsschlauch, bringe die Abschluß-schraube an und sichere sie mit Draht ab.

B. Kontrolle des Hydraulik-Ölstandes

Nach dem Entlüften ist der Hydraulik-Ölstand zu kontrollieren und eventuell nachzufüllen.

C. Kontrolle der Bremsen nach dem Entlüften

(1) Kontrolliere und vergleiche die Bremswirkung am linken und rechten Rad beim Rollen.

(2) Blockiere die Bremsen und stelle beide Triebwerke auf 2000 RPM.

ACHTUNG: UNTER DIESEN BEDINGUNGEN DARF KEINE VORWÄRTSBEWEGUNG FESTGESTELLT WERDEN!

Rad und Bremsen sind auszuwechseln, wenn die Bremswirkung, trotz Wiederholung des Entlüftungsvorganges und korrektem Bremsdruck (kontrolliere am Bremssteuerventil, 650 ± 15 psi) ungenügend ist.

**AUA** AUSTRIAN AIRLINES

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

| |
|---|
| LIGHTS<br>(Douglas DC-3) |
| T 52 k |

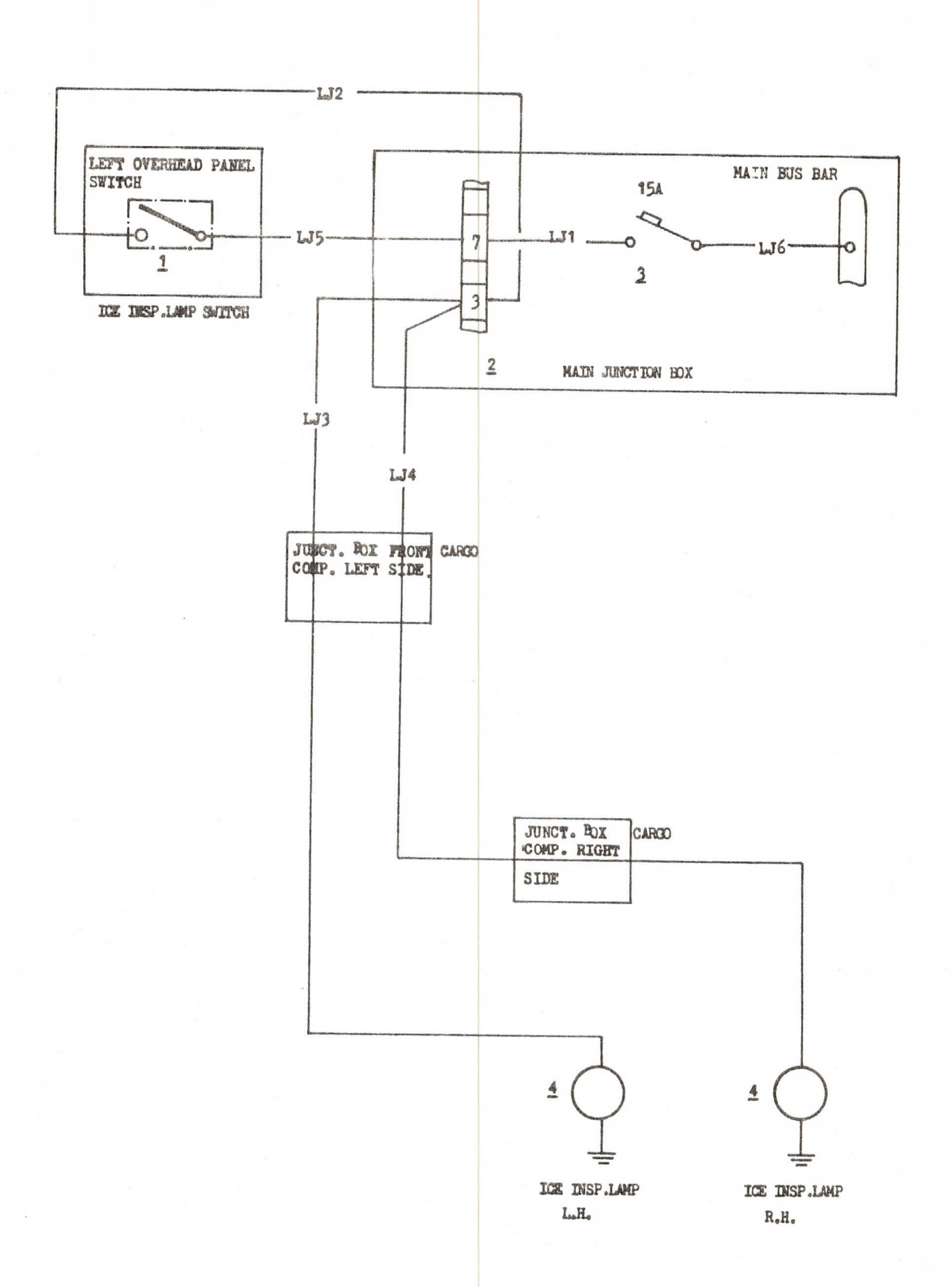
Bearbeitet: Ing. Kozak

Ausgabe: 1/6/1964

Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

# LIGHTS

## Abbildungsverzeichnis




T 52 k 1 ICE INSPECTION LIGHT CIRCUIT

1-2 RIGHT SIDE NAV.LAMP (GREEN)

N11

WING TIP JUNCT. BOX 4

N10

WING JUNCT. BOX 4 4

NAC. JUNCT. BOX

N9

TUNNEL JUNCTION BOX 4 116

N14

NAC. JUNCT. BOX

WING JUNCT. BOX 8 4

N15

WING TIP JUNCT. BOX 4

N16

2-3 LEFT SIDE NAV. AMP (RED)

LEFT OVERHEAD PANEL 5

NAV.LAMP SW.

N1

N4

4 24

N31

5A 6

N2

MAIN BUS BAR

61

4 MAIN JUNCT. BOX

N7

LEFT FRONT CARGO COMP. JUNCT.BOX 5 4

N8

CABIN LIGHTS 1

2 CABIN LIGHTS

3 CABIN LIGHTS

4 13 44 CABIN LIGHTS

N34

4 REAR CARGO COMP. JUNCT. BOX

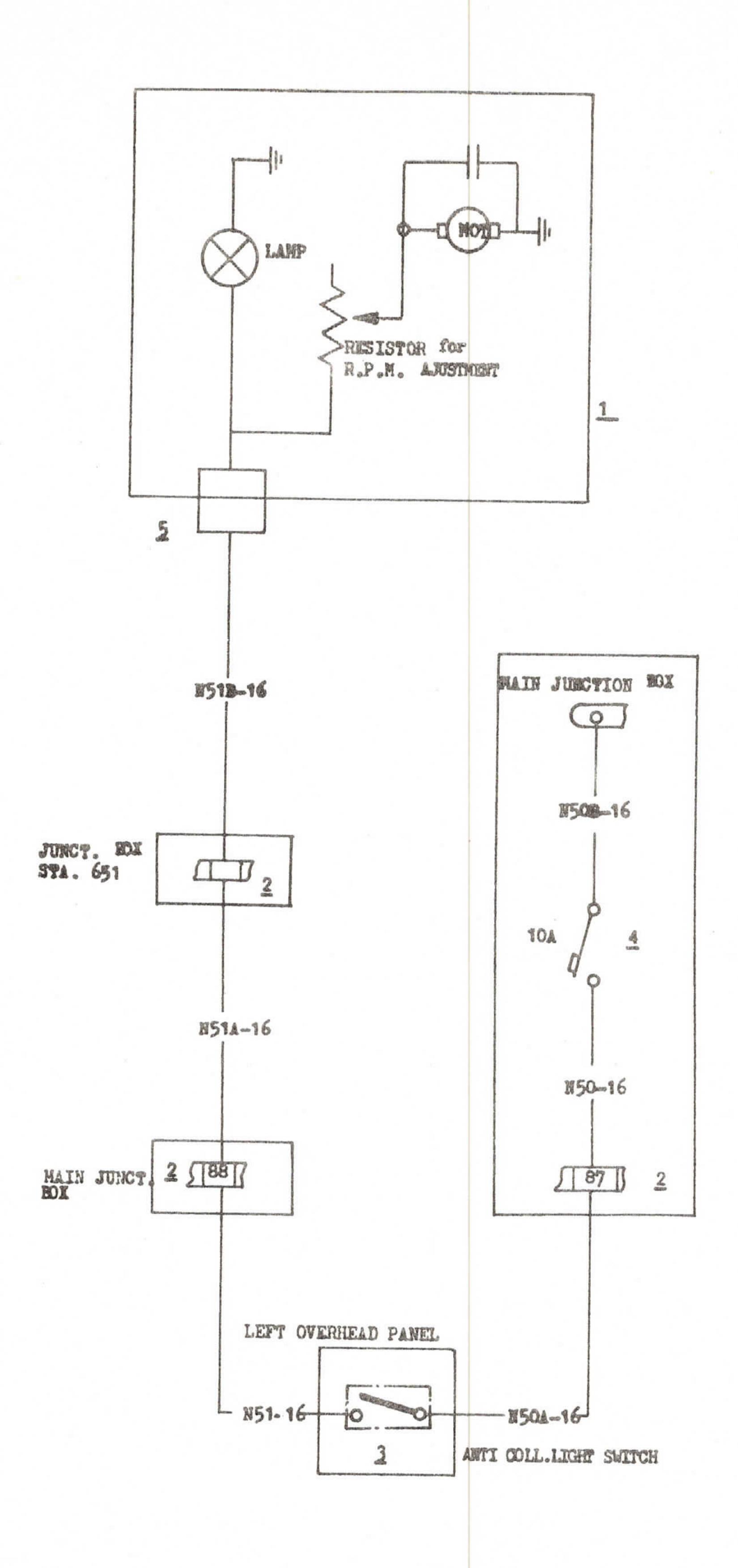
N31

PLUG

N32

7-8 TAIL NAV. LAMP

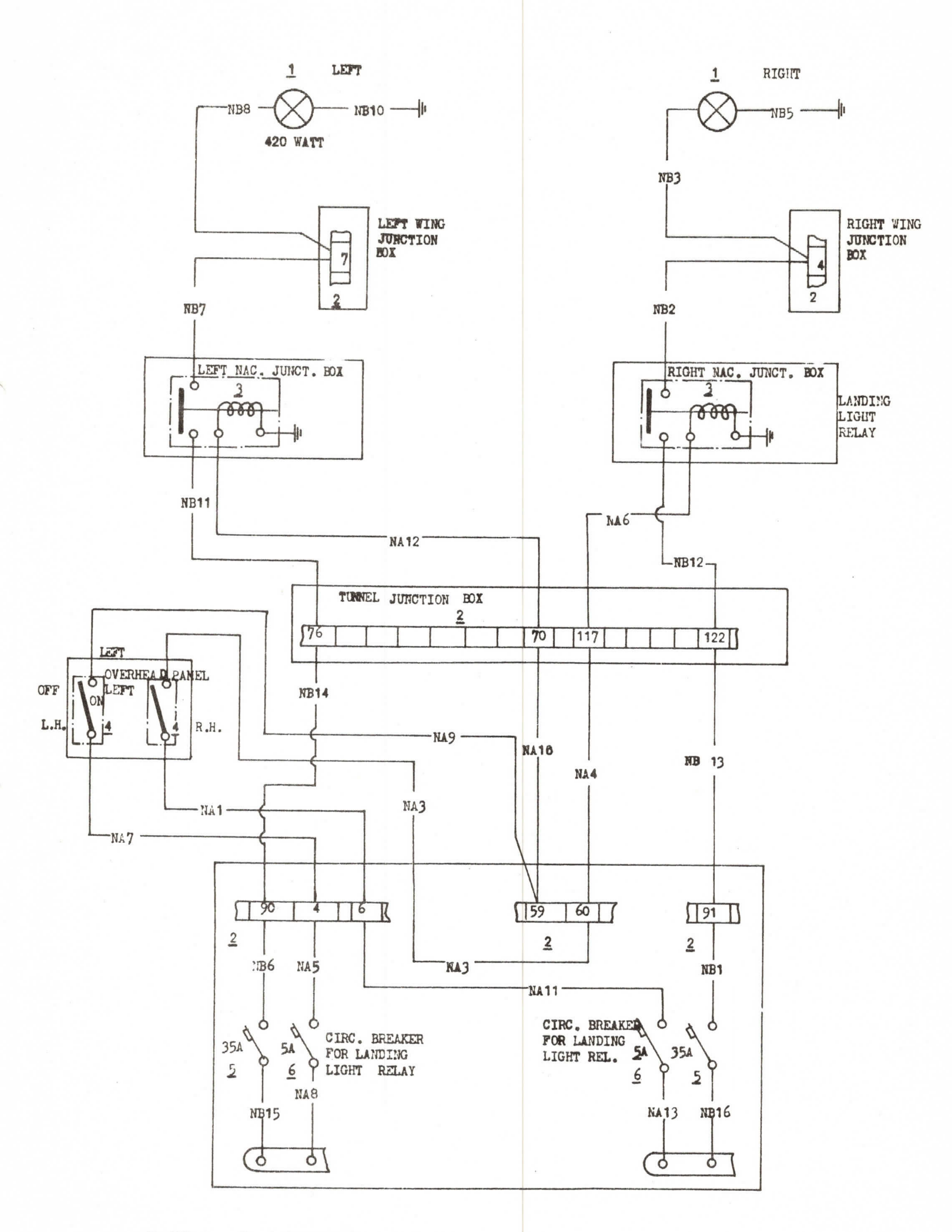
T 52 k 2 NAVIGATION LAMP CIRCUIT




T 52 k 3 ANTI COLLISION LIGHT CIRCUIT

LEFT OVERHEAD PANEL
BW5
"NO SMOKING" SWITCH
1
ON OFF
"FASTEN SEAT BELT" SWITCH
1
BW3
BW3
BW7
MAIN JUNCTION BOX
45 30 17 2
5A
3
BW6
BW4
BW8
JUNCTION BUS LEFT FRONT CARGO COMP.
3 2
2
BW11
BW12
"FASTEN SEAT BELTS"
4 4 4
4 4 4
"NO SMOKING"

T 52 k 4 CABIN SIGNES




T 52 k 5 LANDING LIGHT CIRCUIT

AUA AUSTRIAN AIRLINES

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

NAVIGATION

(Douglas DC-3)

T 52 1

Bearbeitet: Ing. Kozak

Ausgabe: 1/6/1964

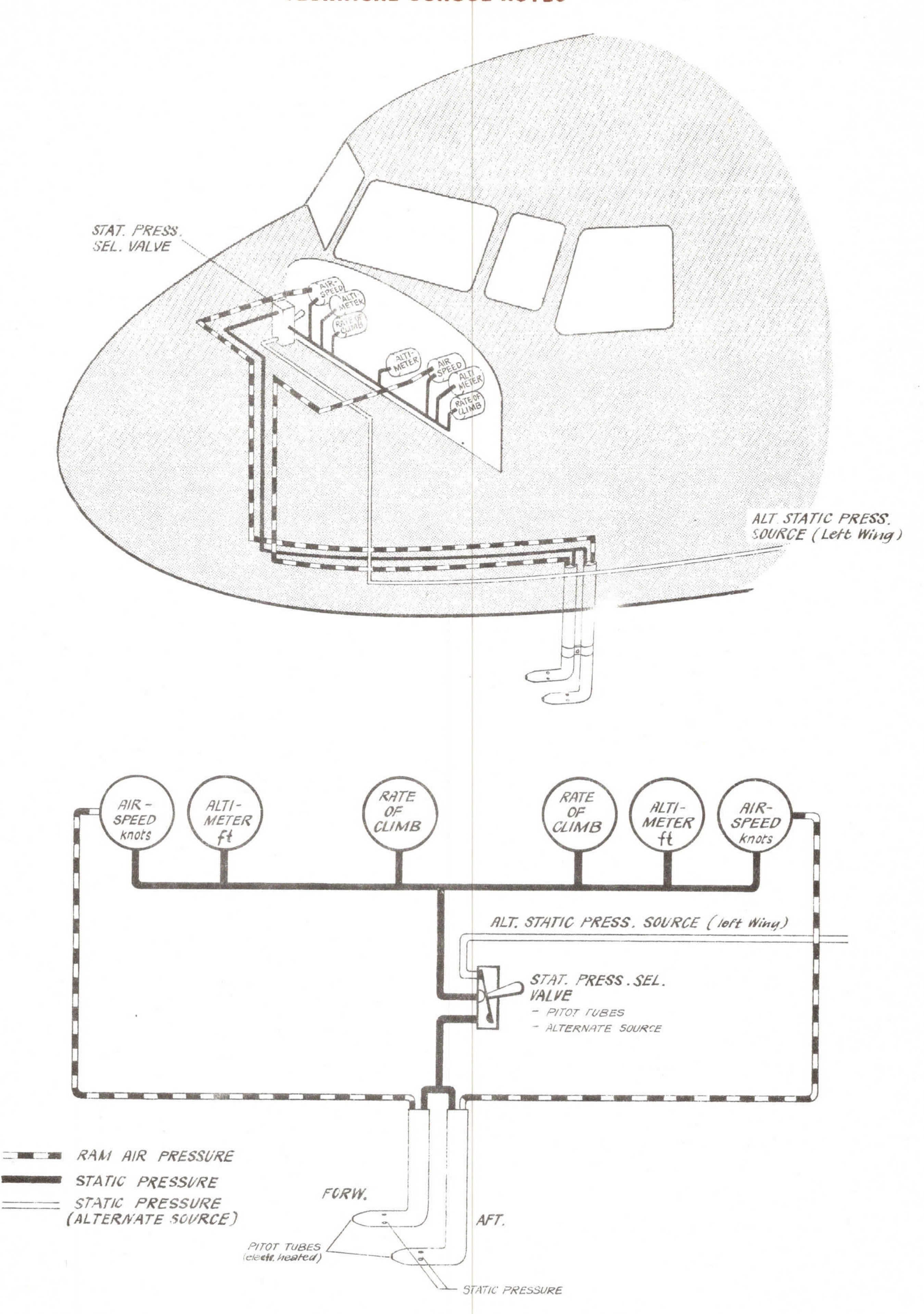
Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

NAVIGATION

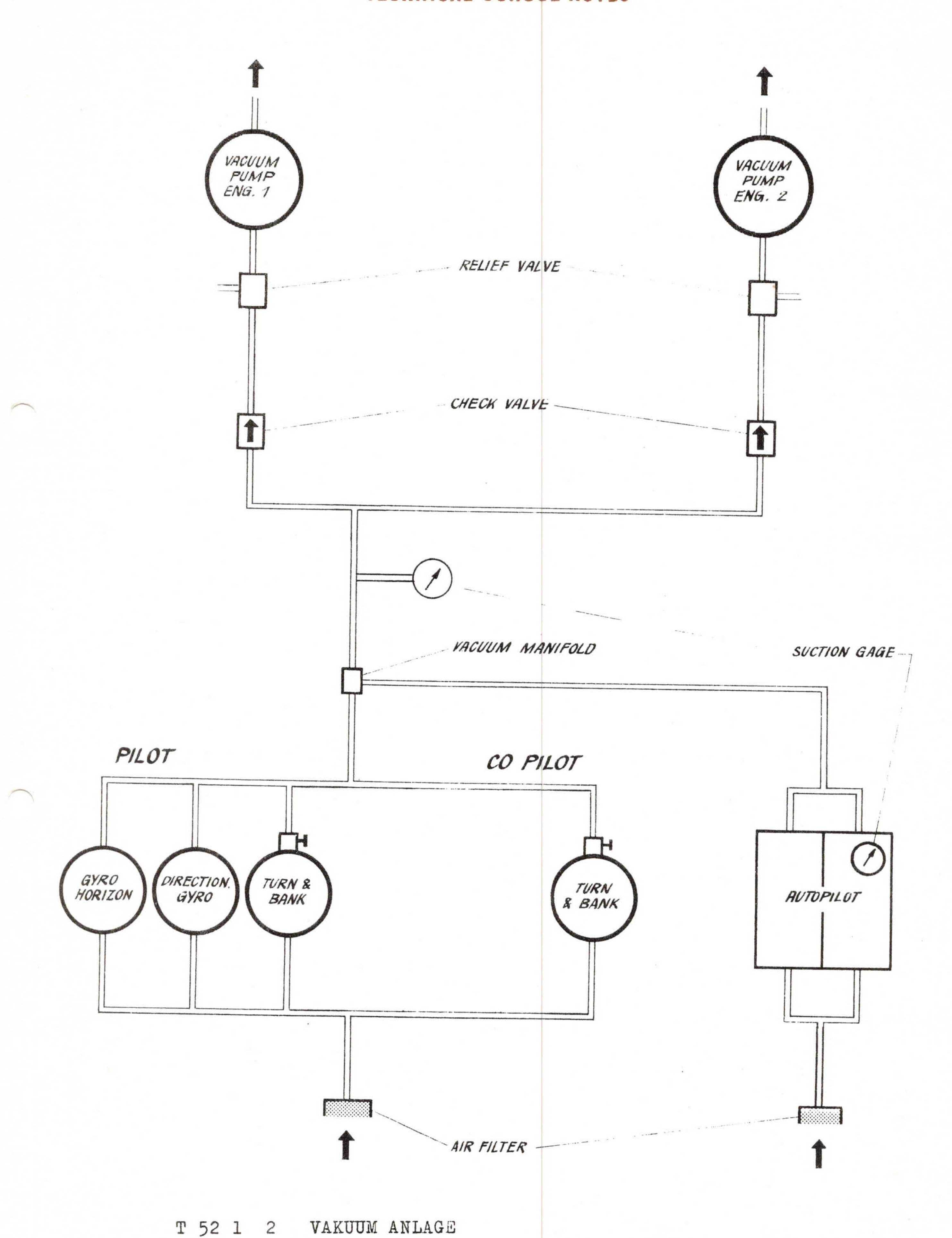
Inhaltsangabe



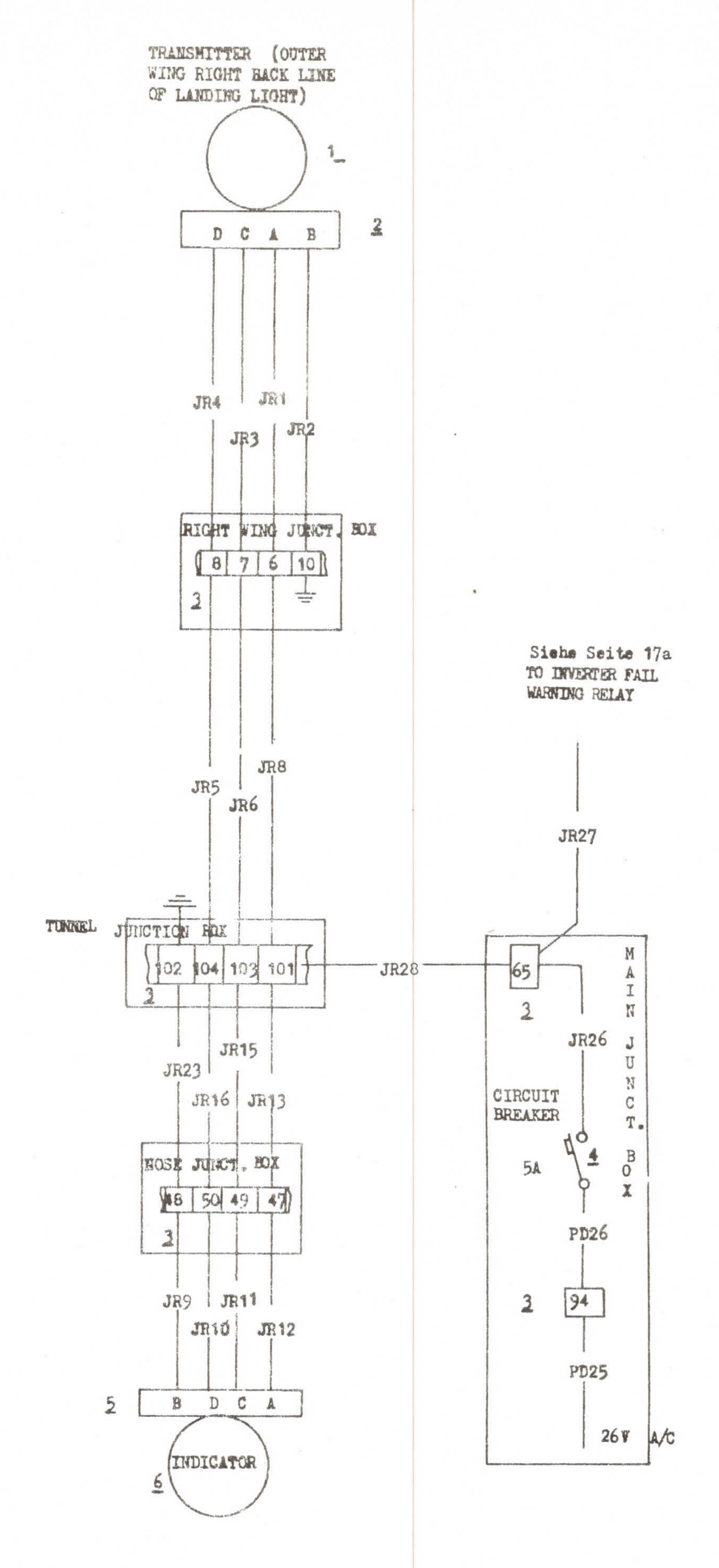
Abbildungsverzeichnis




T 52 1 1 PITOT UND STATIK SYSTEM




T 52 1 2 VAKUUM ANLAGE




T 52 1 3 MAGNESYN COMPASS SYSTEM

## NAVIGATION

### Pitot und Statik System

Der statische Druck wird bei der DC-3 im Normalfall (normal static system) durch seitliche Öffnungen an den Staurohren gemessen. Die "Alternate static source" befindet sich im Inneren des Flugzeuges an der linken Flügelwurzel.

Die Strömungsverhältnisse in der Umgebung des Flugzeuges ändern sich je nach dessen Geschwindigkeit und Fluglage. Dies führt zu Meßfehlern, welche bei gewissen Instrumenten Korrekturen der Ablesung nötig machen. Die Korrekturen sind bei Gebrauch des "Alternate static system" größer als mit dem "Normal static system". Die "Alternate static source" soll nur im Notfall eingeschaltet werden.

Folgende Instrumente sind am Statikdruck-System angeschlossen:

| Capt.-Side | Copilot-Side |
|---|---|
| air speed indicator | air speed indicator |
| altimeter | altimeter |
| rate of climb | rate of climb |

Die Statikdruck-Leitungen der beiden Staurohre werden im Inneren des Flugzeuges vereinigt. Die Instrumente des Kapitäns und jene des Copiloten sind also am selben Statikdruck-System angeschlossen.

Der Gesamtdruck (Staudruck + Statikdruck) für die Geschwindigkeitsanzeige wird mittels der Staurohre (Pitotrohre) gemessen. Für die Geschwindigkeitsmesser des Kapitäns und des Copiloten steht je ein separates Staurohr zur Verfügung. Die beiden Staurohre sind heizbar.

Der Gesamtdruck wird bis zu Anströmwinkeln von $\pm 15^\circ$ richtig gemessen. Die Staurohre sind mit Wasserabscheidern versehen, damit kein Wasser in die Druckleitung eindringen kann.

## Vakuum Anlage

Zwei Vakuumpumpen, je eine auf jedem Motor, dienen zur Aufrechterhaltung des Vakuums, welches für den Antrieb der Kreisel und die Steuerung des hydraulischen Ventils für den Autopilot nötig ist. Der erzeugte Unterdruck beträgt 5...7 in.Hg.

Als Vakuumpumpen werden sog. Schieberpumpen benützt.

Die Abluft der Pumpen, welche einen Druck von 6...8 in.Hg. aufweist, dient zur Versorgung der pneumatischen Enteiseranlage.

Die Pumpen, welche etwas schneller drehen als die Motoren, werden über eine Welle mit Sollbruchstelle angetrieben. Falls eine der Pumpen ausfällt, z.B. durch Aussetzen der Schmierung, werden keine anderen Aggregate in Mitleidenschaft gezogen.

Sollte der Fall eintreten, daß die Pumpen ein zu hohes Vakuum (mehr als ca. 7 in.Hg.) erzeugen, wird ein Ventil geöffnet, welches zusätzlich Luft durch die Pumpen strömen läßt und damit den Unterdruck begrenzt.

## Outside Air Temperature Indicator

Schaltplan siehe Kapitel "Engine Indicating" (T 55 f 3).

Am Central Instrument Panel befindet sich ein OAT-Anzeigegerät, das ein Signal von einem Widerstandsthermometer erhält, das sich an der Flugzeugunterseite im freien Luftstrom befindet.

AUA AUSTRIAN AIRLINES

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

STRUCTURE GENERAL

(Douglas DC-3)

T 53 a

Bearbeitet: Greda

Ausgabe: 1/6/1964

Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

# STRUCTURE GENERAL

## Inhaltsangabe

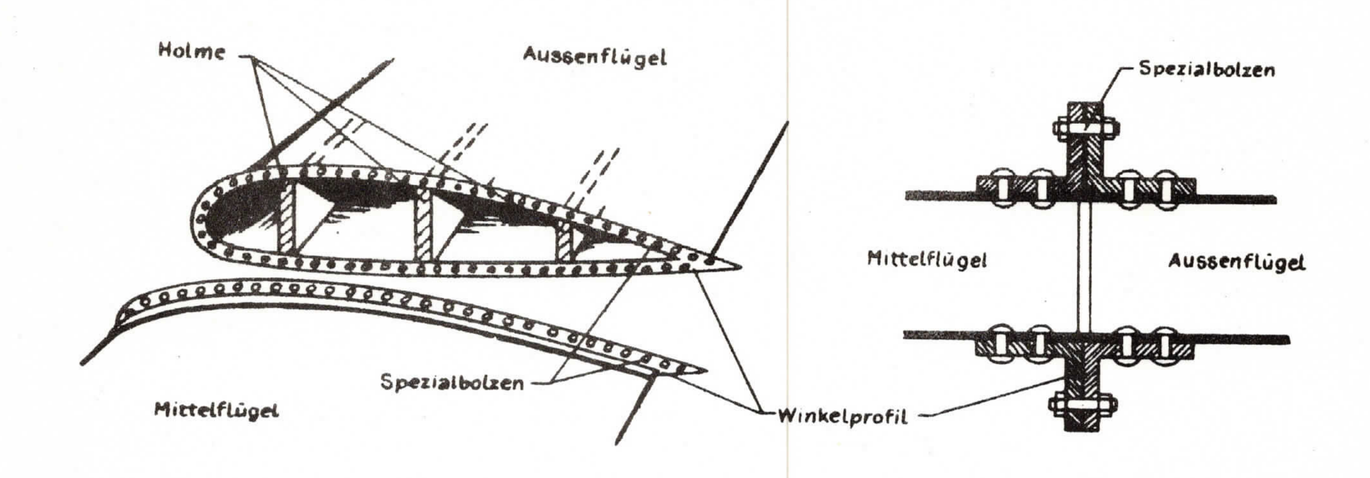


## Abbildungsverzeichnis

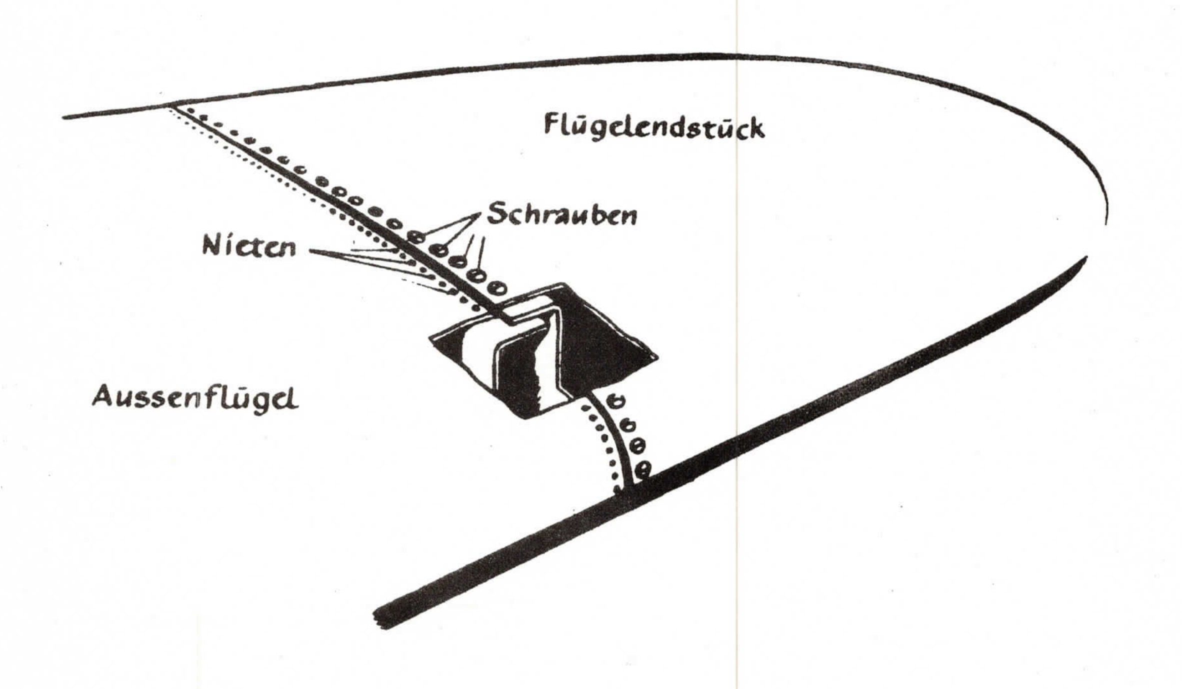
# TECHNICAL SCHOOL NOTES

SEITENRUDER
TRIMMKLAPPE
HECKSPITZE
HÖHENRUDER
TRIMMKLAPPE
HÖHENFLOSSE
HÖHENFLOSSEN-VERBINDUNG
ÜBERGANGSVERSCHALUNG
HECKRAD-ANLAGE
FLÜGEL-RUMPF-ÜBERGANGSVERSCHALUNG
EINGEBAUTE BENZINTANKS IM FLÜGELMITTELSTÜCK
INNERE LANDEKLAPPE
FALSCHE RIPPE
ÄUSSERE LANDEKLAPPE
HINTERHOLM
MITTELHOLM
VORDERHOLM
QUERRUDER
AUSSENFLÜGEL
FLÜGELENDE
FLÜGELNASEN-GOODRICH-ENTEISER
LANDESCHEINWERFER
LINKES HAUPTFAHRWERK
MOTORGONDEL
MOTOREINBAU-BOCK
MOTOREINBAU-VERSCHALUNG MIT LUFTHUTZEN FÜR VERGASER U. ÖLKÜHLER
TRIEBWERK
TRIEBWERK-VERSCHALUNG
PROPELLER
COCKPIT-EINGANGSTÜRE
RUMPF-VORDERTEIL
BUGNASE
TRIMMKLAPPE
GEPÄCKRAUMTÜRE
KABINENTÜRE
NOTAUSGANG
RUMPF-MITTELSTÜCK
SEITENFLOSSE
HECK
RUMPF-SEITENFLOSSE ÜBERGANGSVERSCHALUNG

T 53 a 1 GENERAL VIEW

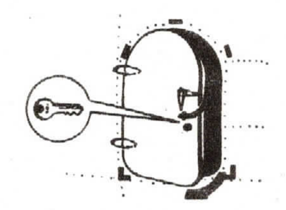


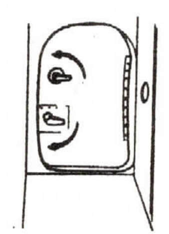

T 53 a 2 CENTER WING/OUTER WING JUNCTION



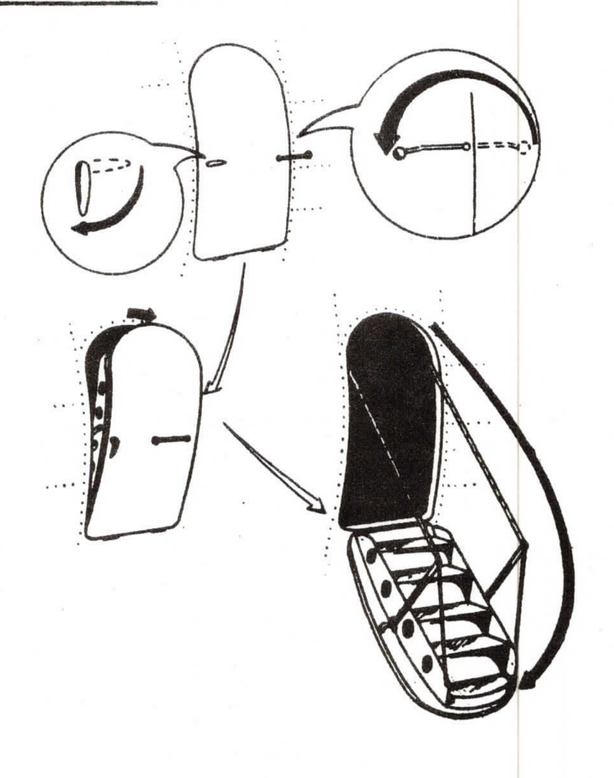

T 53 a 3 WING TIP INSTALLATION

Forward Cargo Door



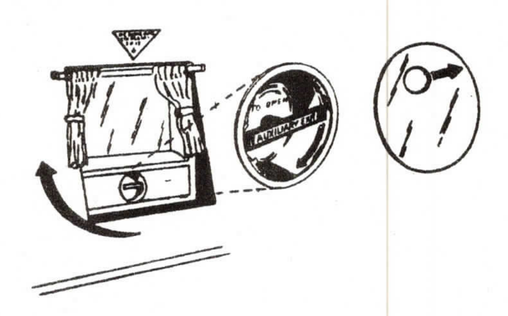


Main Entrance Door





Emergency Exit Window



T 53 a 4 DOORS AND WINDOWS

# STRUCTURE GENERAL

1. General

Die Douglas DC-3 besitzt eine Ganzmetallstruktur herkömmlicher Bauart. Als Werkstoff wurde in erster Linie mit Reinaluminium plattiertes Duraluminium (Al - Cu - Mg) verwendet. Amerikanische Spezifikation 24 St, Britische Spezifikation L 72. Ausschließlich bei den einzelnen Ruderflächen wurde aus Gründen der Gewichtsersparnis eine Stoffbespannung verwendet.

2. Fuselage

Der Ganzmetallrumpf ist in konventioneller Schalenbauweise aufgebaut. Er besteht im Prinzip aus kreisrunden Ringspanten (Frames), welche mit horizontal verlaufenden Längsprofilen (Stringers) vernietet sind. Auf diesen Längsprofilen ist dann die Beplankung aufgenietet, welche einen Großteil der Beanspruchung aufzunehmen hat.

Zusätzliche Verstrebungen unter dem Kabinenboden und im Heck verstärken die Festigkeit des Rumpfes. Weiters ist im Bereich der Propeller ein zusätzliches Blech auf die Beplankung aufgenietet, um den Rumpf vor Beschädigungen durch weggeschleuderte Eisstücke zu schützen.

Konstruktiv setzt sich der Rumpf aus dem Vorderteil, dem Mittelstück und der Hecksektion zusammen. Diese drei Teile werden jedoch schon bei der Fabrikation fix miteinander vernietet und können nicht mehr getrennt werden. Der komplette Rumpf wird dann von oben her auf das Tragflächenmittelstück gesetzt und mit diesem an acht Beschlägen verschraubt.

3. Wings

Der selbsttragende Ganzmetallflügel besitzt 3 Holme (Vorder-, Mittel- und Hinterholm) und ist in Schalenbauweise ausgeführt.

Die Verbindung zwischen den drei Holmen wird durch Fachwerkrippen gebildet. Im Gesamten gesehen ist die Tragfläche aus folgenden Sektionen zusammengesetzt:

Dem Tragflächenmittelstück (Center wing) an dem die Motorgondeln und die beiden Hauptfahrwerke befestigt sind und auf dem von oben her der Rumpf aufgesetzt ist.

Den beiden Außenflügelsektionen (Outer wing) von welchen jeder mit etwa 340 Spezialschrauben stumpf an das Tragflächenmittelstück angeschlossen ist.

Den beiden Tragflächenendstücken (Wing tips) die an die Außenflügelsektionen angeschraubt sind.

Während das Tragflächenmittelstück genau horizontal angeordnet ist und keine V-Stellung hat, haben die Außenflügel eine V-Stellung von $5^{\circ}$.

4. Stabilizers

Die festen Bauteile des Leitwerks, wie Seitenflosse (Vertical Stabilizer) und Höhenflosse (Horizontal Stabilizer) sind ebenfalls in Ganzmetallbauweise ausgeführt. Sie sind jedoch keine integralen Bauteile des Rumpfes, sondern sind am Rumpf nur angeschraubt. Die Seitenflosse ist von oben auf die Hecksektion aufgesetzt, während die Höhenflossen, welche einen einzigen Bauteil bilden, von rückwärts in die Hecksektion eingeschoben werden.

5. Doors

Grundsätzlich sind an der Douglas DC-3 auf der linken Rumpfseite drei Türen angeordnet. Da jedoch eine (OE-LBC) der bei Austrian Airlines in Verwendung stehenden Maschinen eine Frachtversion (C-47) ist, bestehen hier gewisse Unterschiede.

Bei beiden Versionen befindet sich auf der linken Rumpfseite hinter dem Cockpit eine kleine Einstiegtüre (Forward cargo door). Diese Türe ist an zwei Scharnieren am Rumpf befestigt und wird

durch eine Klinke und drei Verriegelungsbolzen geschlossen gehalten. Klinke und Verriegelungsbolzen können von innen durch je einen Handgriff gelöst werden. Von außen können die Verriegelungsbolzen ebenfalls durch einen Handgriff gelöst werden, zum Lösen der Klinke ist jedoch ein Schlüssel erforderlich.

Die Haupteingangstüre am Ende der Passagierkabine auf der linken Seite ist gleichzeitig als Eingangsstiege ausgebildet. Sie besitzt einen ähnlichen Verriegelungsmechanismus wie das "Forward Cargo Door". Es sind jedoch nur zwei Verriegelungsbolzen vorhanden, wobei ein korrektes Einrasten derselben an der Innenseite der Türe durch mechanische Schauzeichen angezeigt wird. Betätigung des Verriegelungsmechanismus kann von innen und außen erfolgen.

Bei den Maschinen OE-LBD und OE-LBN ist nach der Haupteingangstüre noch eine kleine Frachtraumtüre für das "Rear Cargo compartment", welche von außen geöffnet werden kann.

Die Maschine OE-LBC besitzt dagegen eine große doppelflügelige Frachtraumtüre, in deren vorderen Flügel die Haupteingangstüre eingebaut ist. Diese Türe ist durch eine Anzahl von Riegel geschlossen gehalten und wird nur im Bedarfsfall, wenn große sperrige Güter verladen werden, geöffnet.

Bei "Forward Cargo Door", "Main Entrance Door" sowie dem kleinen "Rear Cargo Door" ist jeweils ein "Micro Switch" angebracht. Solange eines dieser drei Tore nicht korrekt verriegelt ist, leuchtet im Cockpit am F/O Instrument Panel und neben der Haupteingangstüre in der Kabine eine Warnlampe.

6. Windows

Sämtliche sechs Cockpitfenster bestehen aus Spezialglas, wobei jeweils die beiden Seitenscheiben als Schiebefenster ausgeführt sind.

Die sieben Kabinenfenster bestehen aus einer Plexiglasscheibe. Fenster Nr. 5 auf der linken und Nr. 5 und 6 auf der rechten

Rumpfseite bilden Notausstiege. Ein Öffnen dieser Notausstiege kann nur von der Kabine aus durch einen kleinen Handgriff unterhalb der Fenster erfolgen. Wird dieser Handgriff betätigt, so lösen sich drei Verriegelungsklauen und das Fenster kann nach außen oben weggeklappt werden.

Es bleibt aber auch dann durch eine Bandscharniere mit der Rumpfstruktur verbunden.

AUA AUSTRIAN AIRLINES

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

| |
|---|
| POWER PLANT GENERAL<br>(Douglas DC-3) |
| T 55 a |

Bearbeitet: Ing. Kozak

Ausgabe: 1/6/1964

Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

# POWER PLANT GENERAL

## Inhaltsangabe

# POWER PLANT GENERAL

## Triebwerk - Allgemein

1. Bezeichnung

Das auf der DC-3 eingebaute Triebwerk ist vom Typ

Pratt & Whitney R 1830 - 92 Twin Wasp

Die Zahlen und Buchstaben bedeuten:

R Sternmotor (Radial Engine)
1830 Hubvolumen des Motors in cu.in.
92 Ausführungsart in Bezug auf Motor-Zubehör.

2. Beschreibung

Dieses Triebwerk ist ein luftgekühlter 14 Zylinder-Doppelsternmotor mit einem totalen Hubraum von 1830 cu.in., das sind 29.96 l. Es besitzt einen einstufigen Lader mit nur einer Geschwindigkeit, Benzineinspritzung in den Laderschacht und Hochspannungszündung.

Der Motor dreht im Uhrzeigersinn (in Flugrichtung gesehen).

Zylinder-Numerierung:
Vorderer Stern, gerade Zahlen
Hinterer Stern, ungerade Zahlen
Zylinder Nr. 1, hinterer Stern oben
Numerierung in Drehrichtung

Auf Zylinder Nr. 5 und 12 arbeiten die Masterpleuel.

Verdichtungsverhältnis 6,7 : 1

Propelleruntersetzungsverhältnis 16 : 9 (1 : 0,5625)
Der Propeller dreht im Uhrzeigersinn.

Maximale Startleistung 1200 BHP bei 2700 RPM/48" MP

Gebräuchliche Fachausdrücke

| | |
|---|---|
| A/F ratio | Luft/Brennstoff - Gemischverhältnis |
| After firing | Nachverbrennung im Auspuffsystem |
| AMC (automatic mixture control) | Höhendose (automatische Gemischregelung) |
| Backfiring | Rückschlagen der Verbrennung in das Ansaugsystem |
| BHP = Brake horse power | Bremsleistung in PS |
| BMEP = Brake mean effective pressure | mittlerer effektiver Kolbendruck |
| CAT = carburetor air temperature | Vergaserlufttemperatur |
| CHT = cylinder head temperature | Zylinderkopftemperatur |
| Climb power | Steigleistung |
| Constant speed propeller | Konstantdrehzahl-Propeller |
| F/F = fuel flow (lb/hr) | Brennstoffdurchfluß |
| Fuel booster pump | Brennstoffpumpe im Tank |
| MP = manifold pressure | Ladedruck |
| METO power = maximum except take off power | Höchstleistung außer Startleistung |
| Mixture control | Gemischregler |
| RPM = revolution per minute | Drehzahl |
| ICO = icle cut off<br>AL = auto lean<br>AR = auto rich | Gemischreglereinstellungen |

Baumusterbeschreibung

1. Allgemein

| | |
|---|---|
| Typ: | TWIN WASP<br>R-1830-92<br>Doppelsternmotor, luftgekühlt |
| Zylinderanzahl | 14 |

| | |
|---|---|
| Zylinder-Numerierung | Vorderer Stern, gerade Zahl<br>Hinterer Stern, ungerade Zahl<br>Zyl. Nr. 1, hinterer Stern oben<br>Numerierung in Drehrichtung |
| Hubvolumen | 1830 cu.in. = 29,96 l |
| Bohrung | 5,50 inches = 139,7 mm |
| Hub | 5,50 inches = 139,7 mm |
| Verdichtungsverhältnis | 6,7 : 1 |
| Propeller-Untersetzungs-verhältnis | 16 : 9 (1 : 0,5625) |
| Lader-Übersetzungsver-hältnis | 7,15 : 1 |
| Laderrad-Durchmesser | 11 inches = 280 mm |
| Motor-Drehsinn | Uhrzeigersinn (Flugrichtung) |
| Propellerwellen-Drehsinn | Uhrzeigersinn (Flugrichtung) |
| Trockengewicht (incl. Vergaser und Zündung) | 1467 lbs = 665 kg |
| Durchmesser total | 48 inches = 124 cm |
| Länge total | 61,67 inches = 156 cm |
| Ungefähre Schwerpunktlage | 10 55/64 inches = 276 mm vor hinterer Stirnfläche des Motor-Montagesupports<br>9/64 inches = 3,56 mm<br>unterhalb Kurbelwellen-Mittellinie |
| Ventil-Steuerungszeiten | Einlaß öffnet: 20° v.o.T.P.<br>Einlaß schließt: 76° n.u.T.P.<br>Auslaß öffnet: 76° v.u.T.P.<br>Auslaß schließt: 20° n.o.T.P.<br>Ventilöffnung: 276° |
| Ventilspiel, kalt (Einlaß und Auslaß) | 0,020 inch = 0,5 mm |
| Ventilspiel für Steuerungskontrolle | 0,060 inch = 1,52 mm |

2. <u>Zündsystem</u>

| | |
|---|---|
| Magnettype | BOSCH SF 14 LU 7, SF 14 LC 7 |
| Drehrichtung von Magnetantrieb | Uhrzeigersinn |
| Übersetzungsverhältnis Magnet-Kurbelwelle | 0,875 : 1 |
| Zündkerzentyp | Champion REB 37 N heavy duty standard bzw. RHB 37 N heavy duty all weather |
| Vorzündung | 25° v.o.T.P. |
| Zündfolge | 1-10-5-14-9-4-13<br>8-3-12-7-2-11-6 |

3. <u>Schmiersystem</u>

| | |
|---|---|
| Verwendetes Öl | Aeroshell oil W 100 |
| Öldruck (30" MP, 70°C) | 70...85 psi<br>min. 60 psi<br>max. 100 psi<br>Leerlauf: min. 15 psi |
| Öltemperatur (Steig- und Reiseflug): | 60...75°C<br>min. 40°C<br>max. 100°C |
| Max. Ölverbrauch (1050 BHP, 2550 RPM) | 0,025 lbs/BHP/hr = 11,2 g/PS/h |
| Max. Ölumwälzung (2550 RPM) | 95 lbs/min = 43 kg/min |
| Normaler praktischer Ölverbrauch (mittlerer Wert für Streckenflüge) | ca. 0,6 gal/hr = 2,25 l/h |

4. <u>Benzinsystem</u>

| | |
|---|---|
| Verwendete Benzinqualität | 100/130 |
| Vergaser | BENDIX-STROMBERG PD 12 H 4 |
| Benzindruck | 15 ± 1 psi<br>Leerlauf: min. 7 psi |

Benzinverbrauch (Reiseflug)
in 8000 ft Höhe, 600 BHP — ca. 265 lbs/hr = 44,5 gal/hr = 170 l/h

Spez. Benzinverbrauch bei obgenannten Betriebszustand — 0,442 lbs/BHP/hr = 200 g/PS/h

## Power Plant Limitations

### 1. Fuel pressure limits - psi

| Condition | Min. | Norm. | Max. |
|---|---|---|---|
| Idling | 7 | - | - |
| Cruise | 14 | 14...16 | 19 |
| booster pumps ON | - | 14...18 | - |
| Warning light | 12 | - | - |

### 2. Oil temperature limits

| Condition | Min. | Norm. | Max. |
|---|---|---|---|
| Engine run-up | 40 | - | 85 |
| Before take-off | 40 | - | 75 |
| During take-off and climb | - | - | 100 |
| Cruise | 50 | 60...75 | 85 |

### 3. Oil pressure limits

| Condition | Min. | Norm. | Max. |
|---|---|---|---|
| Engine run-up at 40°C | 80 | - | 100 |
| Engine run-up at 85°C | 65 | - | 100 |
| Take-off and rated power | 80 | - | 100 |
| Climb and cruise | 65 | 70...85 | 100 |
| Warning lights | 50 | - | - |

## 4. Cylinder Head Temperature Limitations

| Condition | Min. | Norm. | Max. |
|---|---|---|---|
| Engine run-up | 100 | - | 230 |
| Before take-off | 120 | - | 210 |
| During take-off and rate power | - | - | 260 |
| Climb and cruise | - | 180...200 | 230 |
| Before shut down | - | - | 170 |

## 5. Carburetor Air Temperature Limitations

| | |
|---|---|
| Without pre-heat | no limitations |
| Continuous pre-heat | max. 40°C |
| Momentaneous pre-heat | max. 30 sec |

## 6. Engine Limitations

| Condition | Power BHP | Eng.speed RPM | M.P. inch | Altitude ft. | Mixture - |
|---|---|---|---|---|---|
| Take-off (max. 1 min in emergency 5 min) | 1200 | 2700 | 48 | S.L. | AR |
| | | | 47 | 2000 | |
| | | | 46 | 4800 | |
| Max. continuous (rated power) | 1050 | 2550 | 42,5 | S.L. | AR |
| | | | 41,0 | 7000 | |
| Climb | - | 2050 | 31 | 0-10000 | AR |
| | - | 2050 | FULL | 10-12000 | AR |
| | - | 2150 | FULL | 12-15000 | AR |
| | - | 2250 | FULL | 15-16000 | AR |
| Cruise | See power setting chart AFM 6.2.2. | | | | |

## 7. Magneto Test Limitations

Der normale Drehzahlabfall bei Selektion von RIGHT oder LEFT am Magnetschalter beträgt 50...70 RPM, er darf 100 RPM nicht übersteigen.

Die Differenz der Drehzahlabfälle bei RIGHT und LEFT soll 40 RPM nicht übersteigen.

8. Starter Limitations

Die maximale kontinuierliche Benützung des Starters liegt bei 45 sek. Nach dem zweiten Startversuch muß 5 Minuten Kühlpause gemacht werden. Zwischen dem ersten und zweiten Versuch genügen 2 Minuten Kühlpause.

AUA AUSTRIAN AIRLINES

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

| |
|---|
| ENGINE<br>(Douglas DC-3) |
| T 55 b |

Bearbeitet: Ing. Kozak

Ausgabe: 1/6/1964

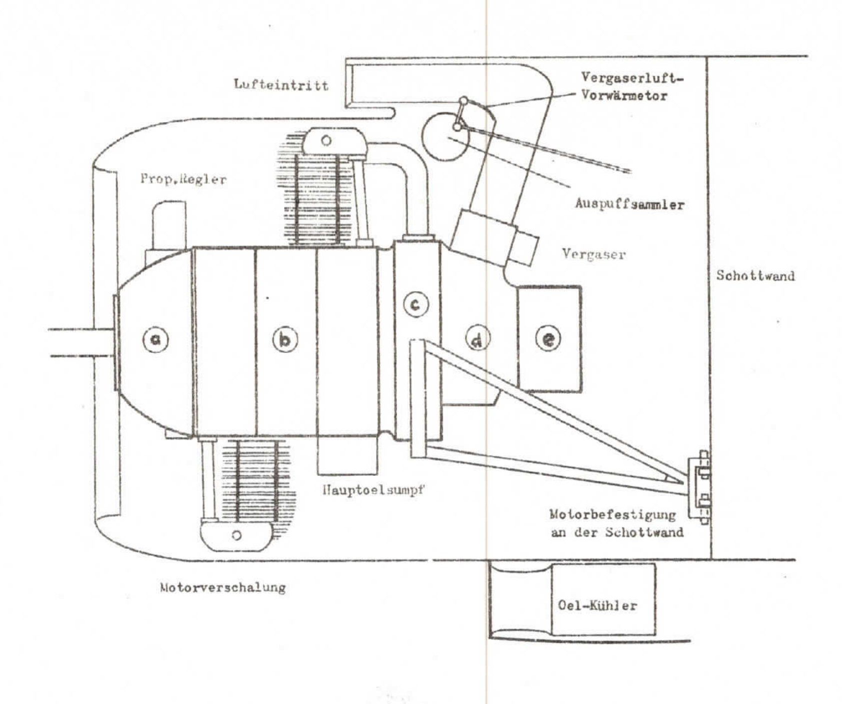
Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

# ENGINE

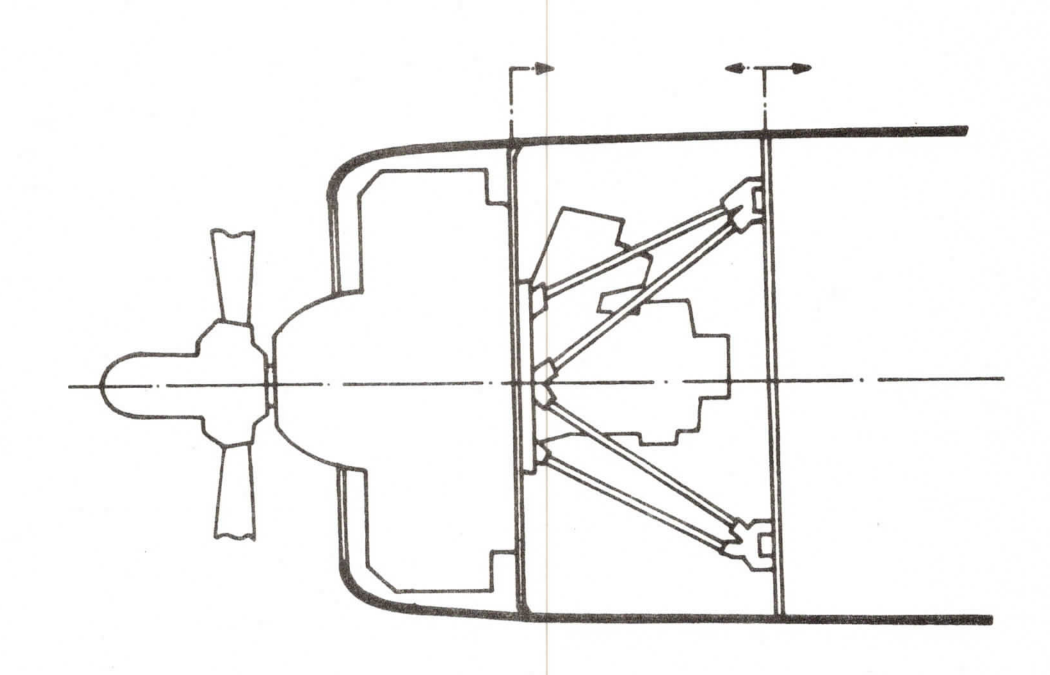
## Inhaltsangabe



## Abbildungsverzeichnis



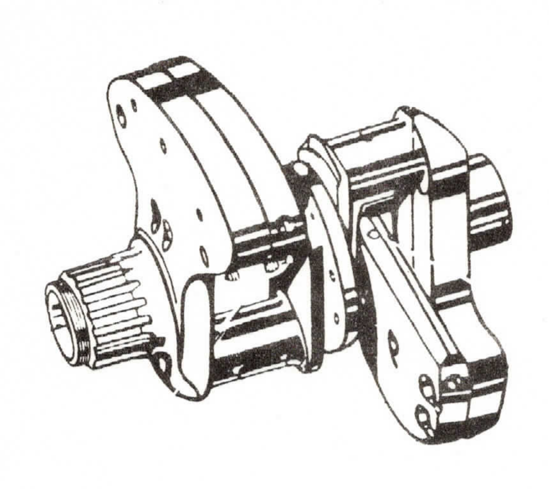

T 55 b 1 ANORDNUNG DER FESTEN TEILE

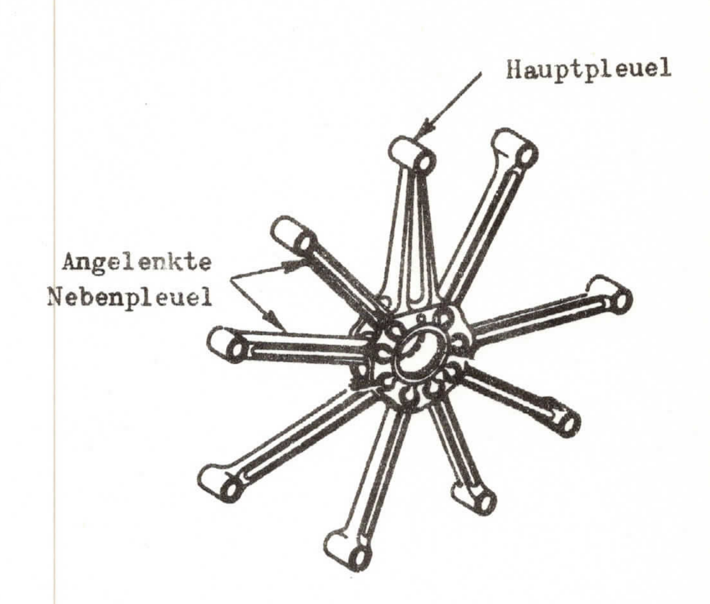


T 55 b 2 EINTEILUNG DER ZONEN

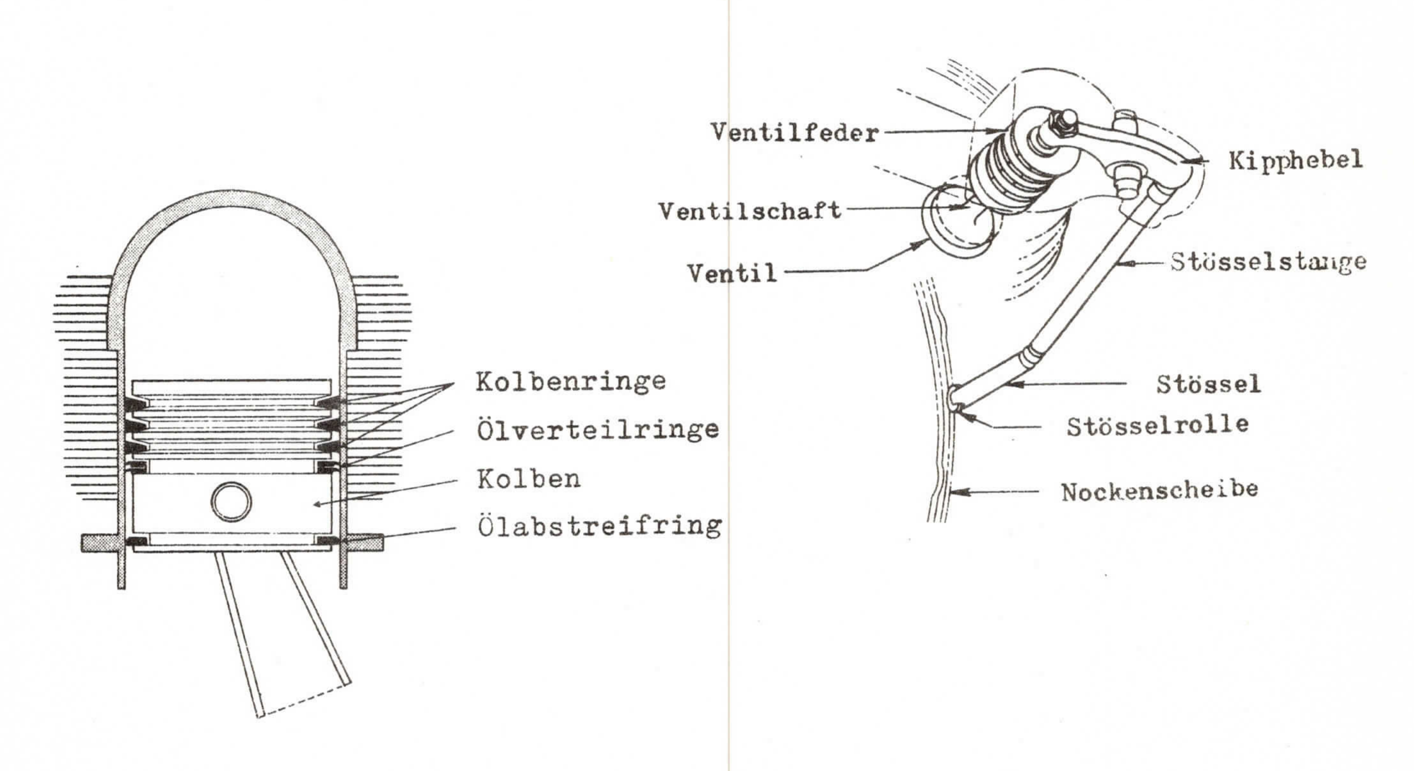
Kipphebel
Stösselstange
Kurbelwelle
Laderrad
Lager
Laderantrieb
Nockenscheiben - Antrieb
Starter
Propeller - Welle
Starterwelle
Propeller - Untersetzung
Kupplung
Nockenscheibe

T 55 b 3 BEWEGENDE TEILE

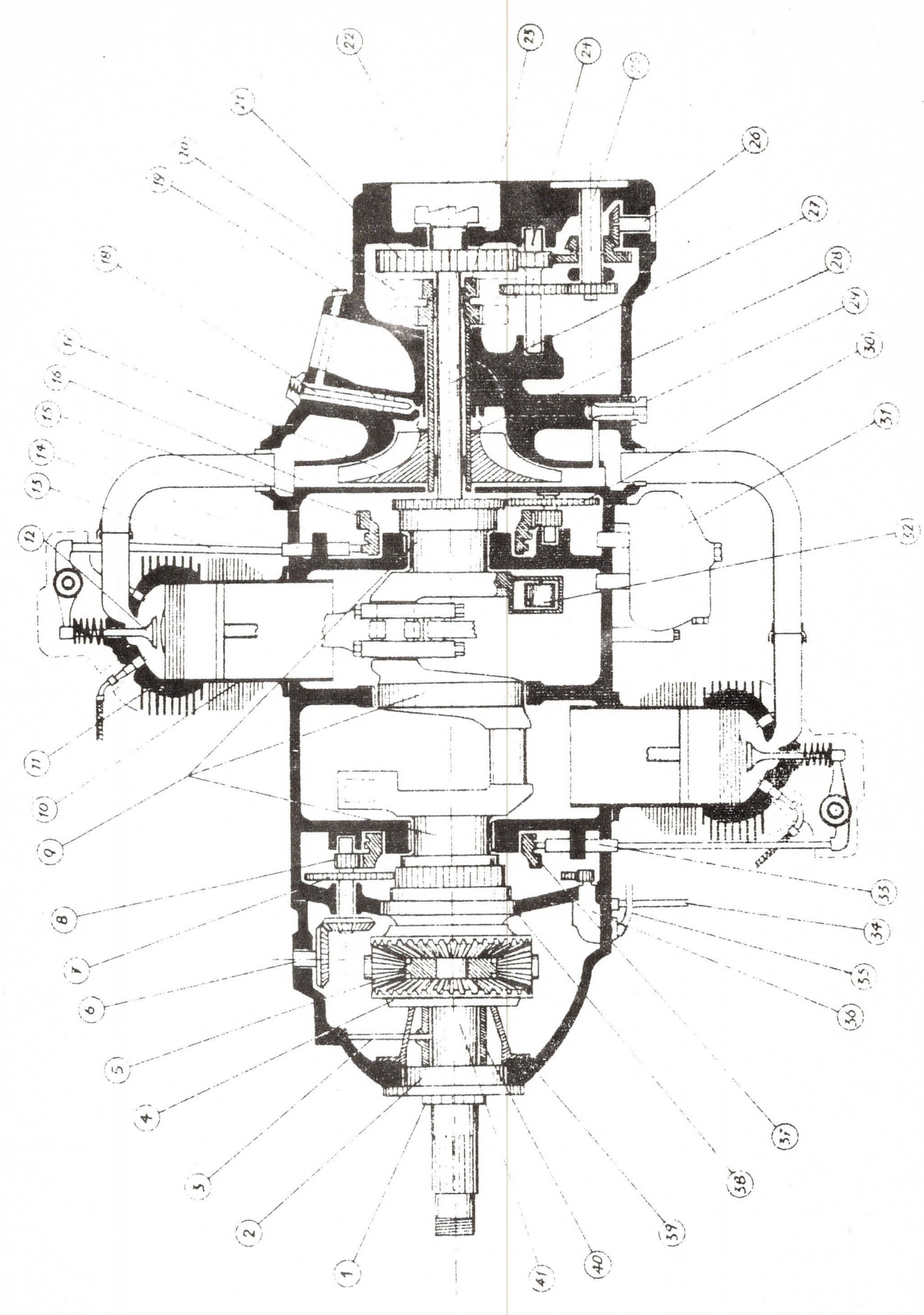





T 55 b 4 KURBELWELLE UND PLEUEL



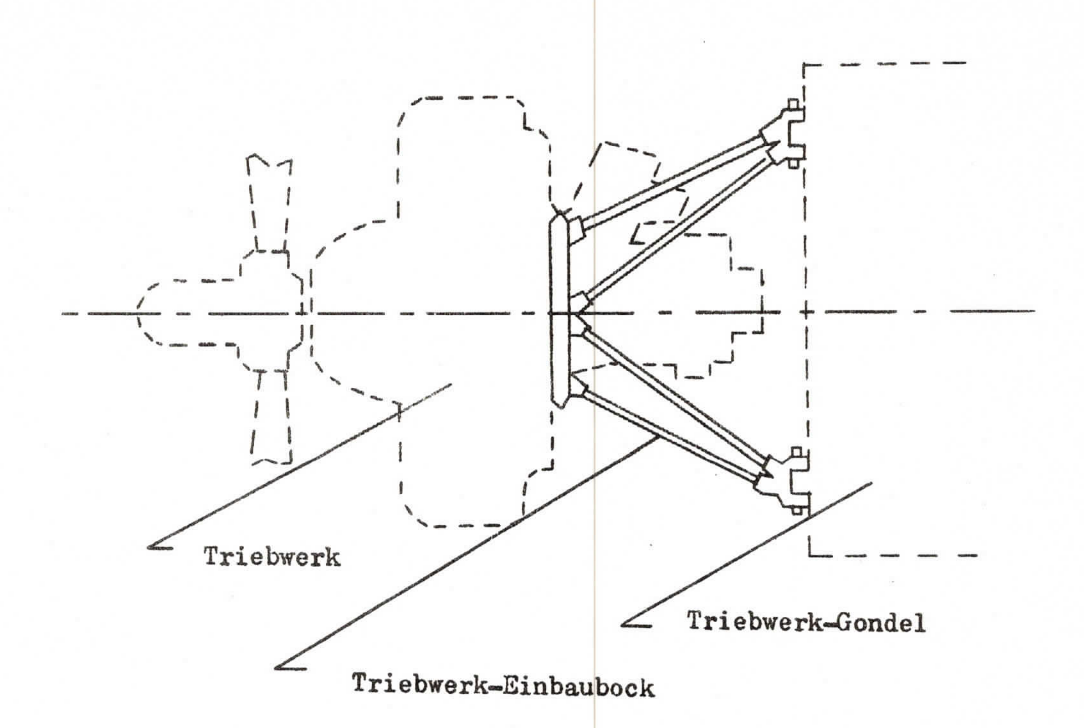

T 55 b 5 KOLBEN UND VENTILSTEUERUNG



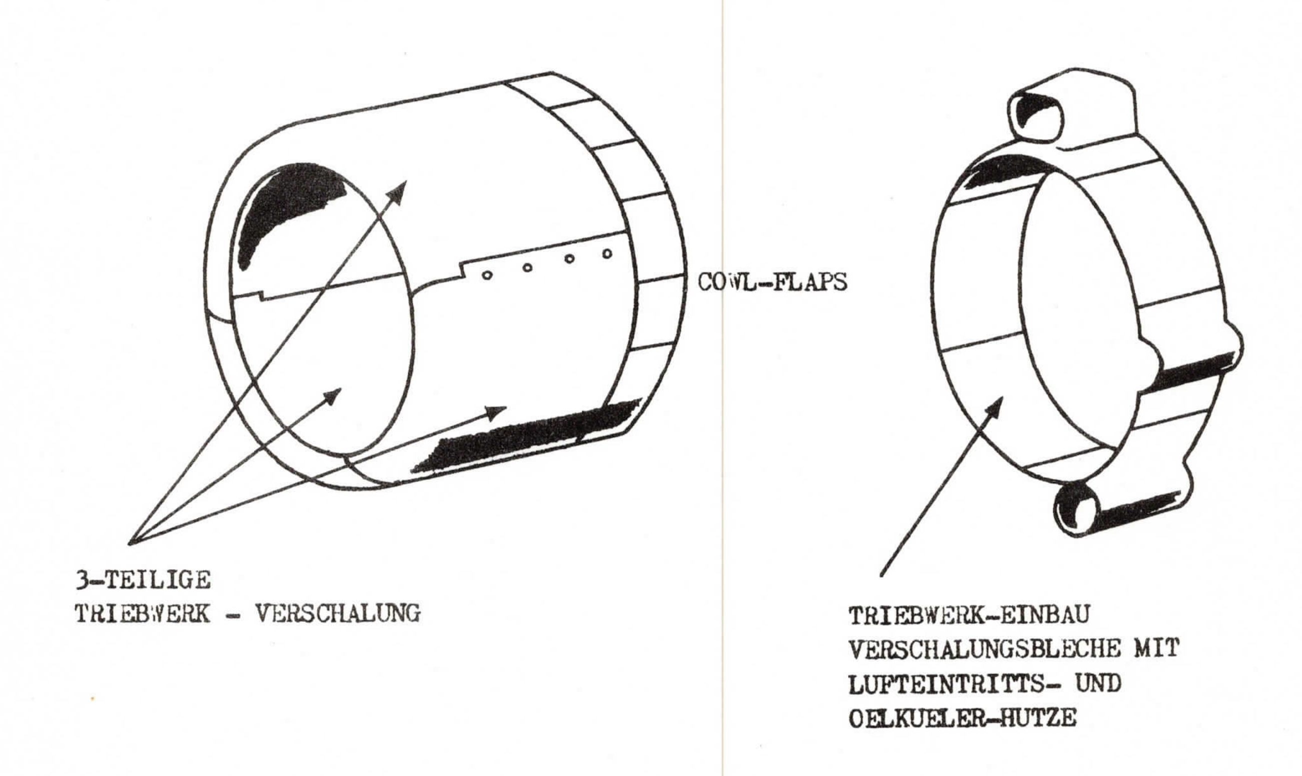

T 55 b 6 SCHNITT DURCH DAS TRIEBWERK

1. Frontmutter
2. Frontlager
3. Ölführungsrohr für Prop. Regleröl
4. Stationäres Tellerrad
5. Satellitenrad
6. Prop. Reglerantrieb
7. Zahnrad für Magnetantriebe
8. Antrieb für Nockentrommel
9. Hauptlager für Kurbelwelle
10. Zylinder-Laufbüchse
11. Zylinderkopf
12. Einlaßventil
13. Stösselstange
14. Ventilstössel
15. Nockentrommel (hinterer Zylinderstern)
16. Diffuser
17. Laderrad
18. Einspritzventil
19. Benzineintritt
20. Laderkupplung
21. Starterwellen-Zahnrad
22. Starterklaue
23. Laderwelle
24. Zwischenantrieb
25. Generatorenantrieb
26. Vacuumpumpenantrieb
27. Starterwelle
28. Benzin-Verteilerring
29. Schnarchventil
30. Nockentrommelantrieb
31. Ölsumpf
32. Dynamischer Schwingungsdämpfer
33. Ventilstössel
34. Saugleitung für Kipphebelöl
35. Rückförderleitung zu Ölpumpe
36. Frontölpumpe
37. Nockentrommel (vorderer Zylinderstern)
38. Kupplung zwischen Kurbelwelle-Propellerwelle
39. Support für stationäres Zahnrad
40. Ölführungsbüchse
41. Propellerwelle

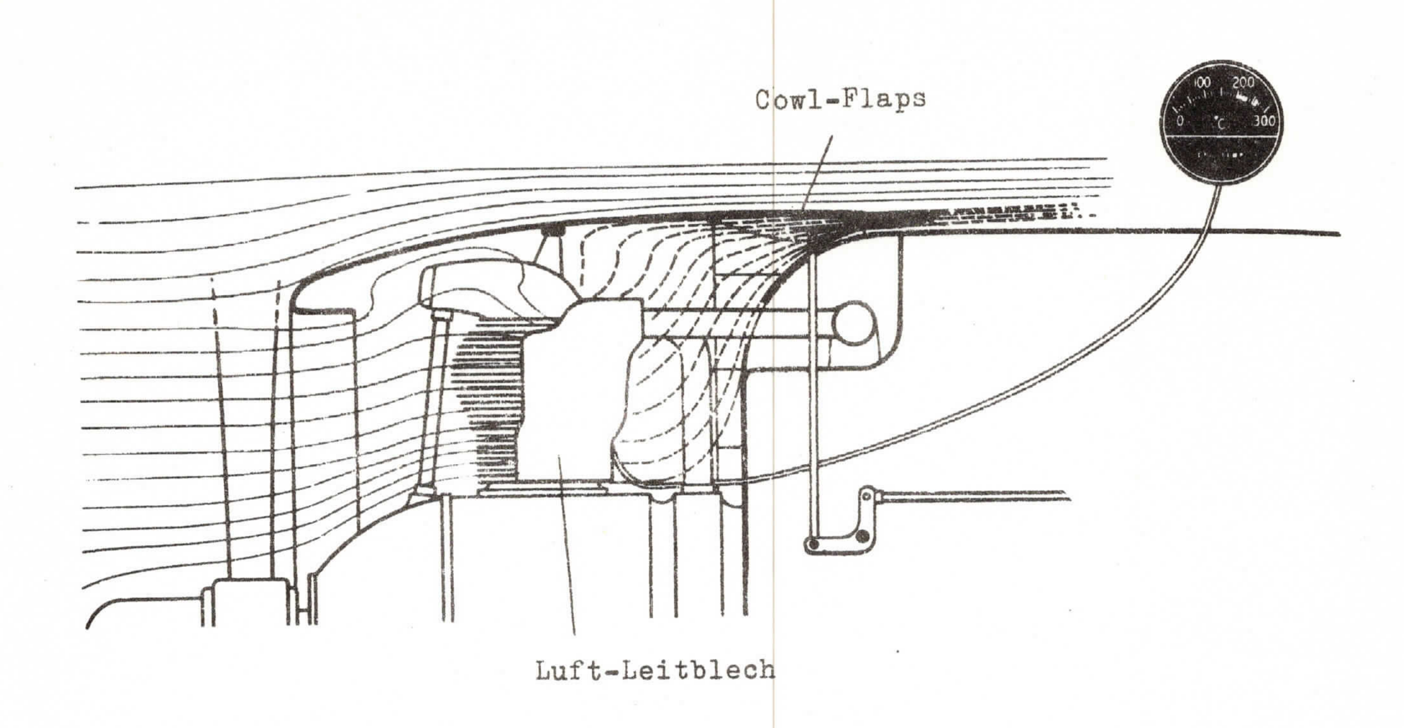
T 55 b 6 a BESCHREIBUNG ZU ABB. T 55 b 6




T 55 b 7 TRIEBWERKSAUFHÄNGUNG




T 55 b 8 TRIEBWERKSVERSCHALUNG




T 55 b 9 KÜHLLUFTFÜHRUNG

Hydr.Pumpe li
Zündmagnet li
Starter
Zündmagnet re
Hydr.Pumpe re
Oelaustritt
Oeleintritt
Benzinpumpe
Generator
Vacuumpumpe
Oelpumpe

T 55 b 10 AGGREGATETRÄGER

## ENGINE

### Feste Teile

Den eigentlichen Kern des Triebwerkes, der die Zylinder und die Aggregate trägt, bilden 5 zusammengeschraubte Gehäuse.

1. Das Untersetzungsgehäuse

   Dieses enthält Propellerwellenlager, Propelleruntersetzung (Planetengetriebe), Reglerantrieb. Oben ist der Propellerregler befestigt.

2. Das Kurbelwellengehäuse (3-teilig)

   Dieses enthält Kurbelwelle, 3 Kurbelwellenlager, 2 Hauptpleuel mit Nebenpleuel, 2 Nockenscheiben mit Antrieb und Stössel. Äußerlich trägt das Gehäuse die 14 Zylinder. Unten hinten ist der Hauptölsumpf montiert.

3. Das Ladeluft-Verteilergehäuse

   Dieses enthält das Laderrad und den Diffusor. Ferner läuft die mit der Kurbelwelle im Eingriff stehende Starterwelle durch das Gehäuse. Am Außendurchmesser sind 14 Öffnungen, an denen die Ladeluftrohre angeschlossen sind. Ferner sind am Außendurchmesser 8 Supports montiert, mittels denen der Motor im Einbaubock federnd aufgehängt ist.

4. Das hintere Zwischengehäuse

   Dieses enthält Starter- und Laderwelle, Ladergetriebe, Generatorenantrieb. Ferner verläuft der Laderschacht größtenteils durch das Gehäuse. Oben am Laderschacht ist der Vergaser montiert.

5. Der Aggregaten-Träger

Dieser enthält die Geräte-Antriebe, Druck- und Rückförderpumpe des Ölsystems, Hauptölfilter.

Am Geräteträger sind montiert:
Magnet links und rechts, Tachometer-Generator (RPM), Starter, Generator, Vacuumpumpe und Hydr. Pumpe.

6. Abgasanlage

Die Abgase werden in einen Sammelring geleitet, der aus mehreren Stücken bestehend hinter den Zylindern um den Motor montiert ist.

Die Abgase werden auf der Außenbordseite der Gondeln in die sog. "Auspuffpfeife" geleitet, die als Wärmeaustauscher für die Kabinen- bzw. Cockpitheizung konstruiert sind.

Bewegende Teile

1. Prop-Untersetzung (Verhältnis 16 : 9)

Das Kegelrad-Planetengetriebe besteht aus dem mit der Kurbelwelle in Verbindung stehenden Antriebsrad und 6 Planetenrädern, die auf dem Planetenradträger sitzen. Der Planetenradträger und die Propellerwelle bestehen aus einem Stück und sind zusammen der getriebene Teil. Der Abwälzzahnkranz ist fest im Frontgehäuse montiert. Die Propellerwelle ist vorne und hinten gelagert.

2. Kurbelwelle

Die Kurbelwelle ist aus einem Stück geschmiedet und bearbeitet. Sie ist 3-fach auf Kugellagern gelagert. Die Kurbelwellenwangen tragen gegenüber den Kurbelzapfen die Ausgleichsgewichte für die umlaufenden Massen der Hauptpleuel. Im hinteren Ausgleichsgewicht ist ein Pendelgewicht zur Dämpfung der Schwingungen montiert.

3. Haupt- und Nebenpleuel

Der Sternmotor erfordert die Einrichtung eines Hauptpleuels (Masterpleuel), weil nicht alle Pleuel am selben Kurbelwellenzapfen angelenkt werden können. Der Masterpleuel dreht auf dem Kurbelwellenzapfen, die Nebenpleuel sind am Masterpleuel angelenkt. Der Masterpleuel ist bei diesem Motor 2-teilig ausgeführt, damit er am Kurbelwellenzapfen montiert werden kann. Zyl. 5 und 12 sind die Position für die Masterpleuel.

4. Kolben

Die Kolben übertragen die Kraft der sich ausdehnenden Gase auf die Haupt- und Nebenpleuel. Gleich den Zylindern sind die Kolben der Wärme und dem Druck während der Verbrennung ausgesetzt.

Die aus einer Aluminium-Legierung hergestellten Kolben haben an ihrem Umfang 5 Nuten eingedreht. Die drei obersten Nuten sind für die Kompressionsringe bestimmt, in der vierten Nut ist der Doppelölverteilring und in der untersten ein Ölabstreifring.

Die Kolben sind mittels Stahlkolbenbolzen mit den Pleuel verbunden.

5. Accessory- und Lader-Antrieb

Der Antrieb des Laders und der Aggregate erfolgt durch die Starterwelle, die durch die Kurbelwelle angetrieben wird. Die Starterwelle läuft durch die hohle Laderwelle und treibt über ein Übersetzungsgetriebe das Laderrad.

Ventilsteuerung

Jeder Zylinder hat je einen Betätigungsmechanismus für das Ein- und Auslaß-Ventil.

Der Ventilsteuer-Mechanismus besteht aus folgenden Teilen:

1. Nockenscheiben

Je eine Nockenscheibe für die vordere und hintere Zylinderreihe. Dreht achtmal langsamer als Kurbelwelle. Auf der Nockenscheibe ist je 1 Nockenbahn für das Ein- und Auslaß-Ventil.

2. Rollenstössel und Stössel

Der Rollenstössel und Stössel überträgt die durch die drehende Nockenscheibe gesteuerte Bewegung auf den Kipphebel am Zylinderkopf.

3. Kipphebel

Lenkt die Bewegung um und drückt die durch Federn zugehaltenen Ventile auf. Am Kipphebel befindet sich eine Stellschraube zur Einstellung des Ventilspiels.

4. Ventile

Die Ein- und Auslaß-Ventile sind in den Kipphebelgehäusen der Zylinderköpfe montiert. Sie werden durch je zwei Federn in den Ventilsitz gepreßt.

Da das Auslaß-Ventil direkt den unter großer Hitze ausströmenden Abgasen ausgesetzt ist, hat es einen mit Natrium gefüllten Hohlraum, wodurch eine bessere Wärmeableitung gewährleistet ist.

## Lufteinströmung

Die Art der Lufteinströmung und wie diese in konstruktiver Hinsicht gelöst wird, hat einen großen Einfluß auf den Betrieb eines Motors und die Beibehaltung von günstigen Betriebsverhältnissen.

Wegen der Vorwärtsbewegung des Flugzeuges wird beträchtliche Geschwingikeitsenergie der in den Laderschacht einströmenden Luft verfügbar. Diese Energie, oder Staudruck, kann durch entsprechende Luftführung weitgehend verwendet werden. Somit wird der Druck der ein-

strömenden Luft größer als der Außendruck, was die Laderleistung günstig beeinflußt.

Um das Einströmsystem vor Vereisung zu schützen, oder bereits angesetztes Eis zu entfernen, kann die Stauluft abgeschlossen, und erwärmte, trockene Luft zugeführt werden. Dies wird mit der, in der Lufthutze montierten Vorwärmklappe erreicht. Wird diese Klappe geöffnet, d.h. die Stauluft abgeschlossen, so wird diejenige Luft, welche um den Motor strömt und von den Zylindern und Auspuffrohren erwärmt wird in den Laderschacht geleitet.

Große Vorwärmleistung muß gewährleistet sein bei Motoren mit Benzineinspritzung in den Laderschacht. In diesem Fall geschieht die Benzinverdampfung in einer sehr kalten Zone und die Gemischtemperatur sinkt beträchtlich. Liegt die Vergaserlufttemperatur zwischen 0 - 25°C, so gefriert der Feuchtigkeitsgehalt der Luft, das Eis setzt sich an geeigneten Stellen an und kann den Schacht blockieren. Weiterhin kann Vereisung auch an den Drosselklappen auftreten, wegen des Temperaturabfalls während der Umströmung derselben.

Beim Vorwärmen muß unbedingt die Kompressionswärme durch den Lader berücksichtigt werden, da sonst Detonationen und damit Leistungsabfall eintreten. Die Bedienung der Vorwärmklappe erfolgt von Cockpit aus mit den beiden Hebeln rechts am Pedestal.

## Aufladung - Lader

Der Einbau eines Laders bringt folgende Vorteile:

- Wesentliche Leistungserhöhung durch Vergrößerung der Zylinderfüllung.
- Heraufsetzung der kritischen Höhe.
- Möglichkeit, die Leistung bis auf große Höhen konstant zu halten.
- Gleichmäßige Verteilung des Luft-/Brennstoffgemisches auf die Zylinder.
- Bessere Verteilung des Brennstoffes durch die Verwirbelung im Impeller und die Kompressionswärme.

Nachteile: Temperaturanstieg des Luft-/Brennstoffgemisches durch die Kompressionswärme. Einerseits unterstützt dies die Verdampfung, andererseits aber resultiert daraus eine Verringerung der Luftdichte und damit ein Leistungsabfall (Detonationen).

Leistungsaufnahme des Laderantriebes 50 - 60 PSI.

1. Aufbau des Laders

Am R-1830 ist ein einstufiger 1-Geschwindigkeitslader in der Verlängerung der Kurbelwelle eingebaut. Er besteht aus:

A. Impeller
Der Impeller wird über ein Getriebe von der Kurbelwelle angetrieben. Das Übersetzungsverhältnis beträgt 7.15 : 1. Nachdem die Luft den Vergaserschacht durchströmt hat, wird ihr durch den Impeller hohe kinetische Energie verliehen.

B. Diffusor
Die durch den Impeller beschleunigte Luft wird im Diffusor verlangsamt und der Druck steigt an.

C. Verteilkanal (Manifold)
Nach dem Durchströmen des Diffusors gelangt das Gemisch in den Verteilkanal (Manifold) und über die Ansaugrohre in die Zylinder. Der Ladedruck wird im Verteilkanal abgenommen und gemessen.

Beim Setzen der Startleistung wird der Lader innerhalb weniger Sekunden auf 18 000 RPM beschleunigt, d.h. der Antrieb wird großen Kräften ausgesetzt. Daher muß eine zu rasche Beschleunigung vermieden werden.

Triebwerkseinbau

1. Triebwerksaufhängung

- Der Motoreinbaubock ist am Ladergehäuse mittels 8 Gummilager,

zur Vibrationsdämpfung, befestigt.

- An der Schottwand ist der Einbaubock an 4 Stellen ebenfalls mittels Gummilagern montiert.
- Der Einbaubock besteht aus Chrom-Molybdän-Stahl und ist geschweißt und geschraubt.

2. Triebwerksverschalung

- Die 3-teilige Triebwerksverschalung ist mit Riegel- und Drehverschlüssen zusammengehalten und auf den Zylinder abgestützt.
- Am hinteren Ende sind die miteinander gekuppelten, verstellbaren Cowl-Flaps montiert.
- Die Einbau-Verschalung besteht aus mehreren mit Drehverschlüssen befestigten Teilen.

Kühlung - Cowl Flaps

1. Allgemein

Die Kühlluft strömt durch die Motorhaubenöffnung ein, umfließt die Zylinder und wird durch die Brandwand bzw. den Kühlluft-Leitring zur Cowl Flaps-Öffnung geleitet.

Auch bei geschlossenen Cowl Flaps kann eine gewisse Menge Kühlluft um den Motor fließen, da die Cowl Flaps nicht ganz schliessen.

Es kann jede Zwischenstellung der Cowl Flaps von ganz zu bis ganz offen gewählt werden. Die durchfließende Luft dient zum Kühlen bzw. zur Regulierung der Zylinderkopf-Temperatur.

Die Cowl-Flaps werden hydraulisch betätigt.

2. Bedienung der Cowl Flaps

Zur Betätigung der Cowl Flaps dienen 2 Schalthähne rechts vom Copiloten.

Folgende Stellungen sind möglich:

CLOSED
OFF
TRAIL
OFF
OPEN

Für alle Bodenoperationen müssen die Cowl Flaps-Hähne auf "OPEN" stehen.

Die "TRAIL"-Stellung wird für den Start, Steig- und Landeanflug verwendet. Wenn die Schalthähne auf "TRAIL" stehen, herrscht in den Verstellzylindern Druckausgleich und somit können sich die Klappen durch den Luftstrom selbsttätig einstellen.

Im Reiseflug stehen die Klappen auf "CLOSED".

Wenn die Cowl Flaps-Hähne während dem Bewegen der Cowl Flaps auf "OFF" gestellt werden, bleiben die Klappen stehen.

Wichtig! Nach der Landung sind die Cowl Flaps ganz zu öffnen. Die "TRAIL"-Stellung ist für den Reiseflug nicht ratsam, da die Motoren sonst schütteln.

Wenn die Klappen von "CLOSED" auf "TRAIL" gestellt werden müssen, soll zuerst auf "OPEN" betätigt werden und dann zurück auf "TRAIL".

## Angeflanschte Aggregate

Folgende Aggregate sind am Aggregateträger angeflanscht:

1. Starter

   Siehe Kapitel "Starting" (T 55 h).

2. Benzinpumpe

   Arbeitet nach dem Schieberprinzip. Ist mit Druckregulier- und By-Pass-Ventil ausgerüstet.

3. Vacuumpumpe

Arbeitet nach dem Schieberprinzip. Liefert den Sog für den Antrieb der Instrumente und den Luftdruck für den Betrieb der pneumatischen Enteisungsanlage.

4. Hydr. Pumpe

Zahnradpumpe. Liefert den Öldruck für die Hydraulik-Anlage.

5. Generator

Zur Stromerzeugung für das Bordnetz.

6. Tachometer-Generator

Siehe Kapitel "Engine Indicating" T 55 f.

7. Magnete

Siehe Kapitel "Ignition" T 55 e.

**AUA** AUSTRIAN AIRLINES

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

ENGINE FUEL AND CONTROL

(Douglas DC-3)

T 55 c

Bearbeitet: Ing. Kozak

Ausgabe: 1/6/1964

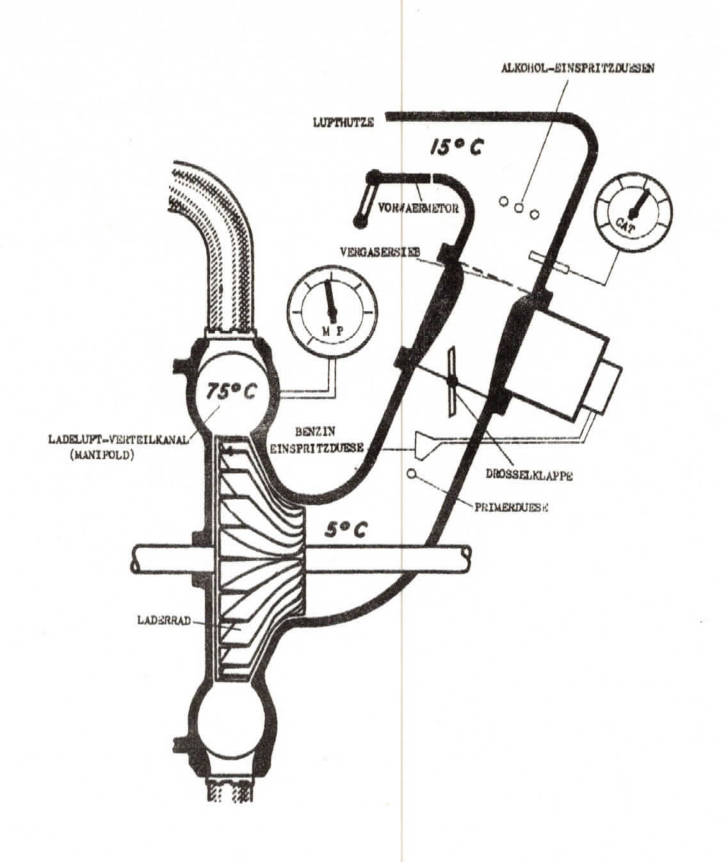
Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

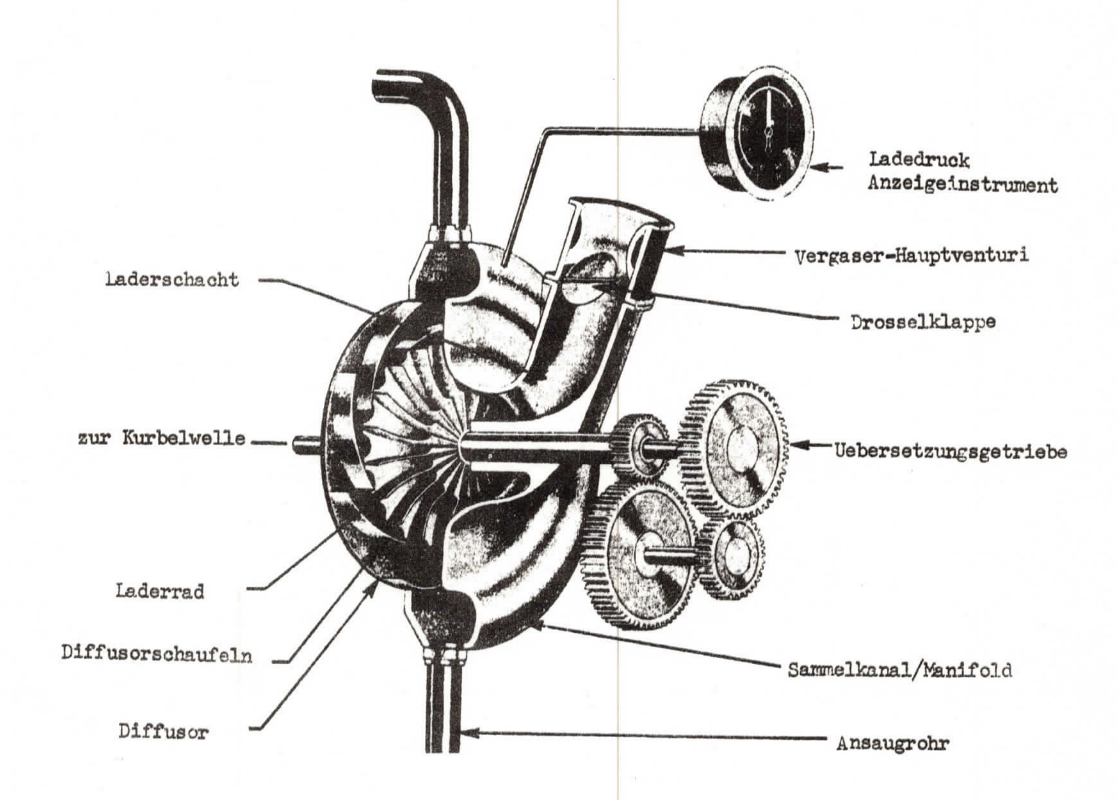
# ENGINE FUEL AND CONTROL

## Inhaltsangabe

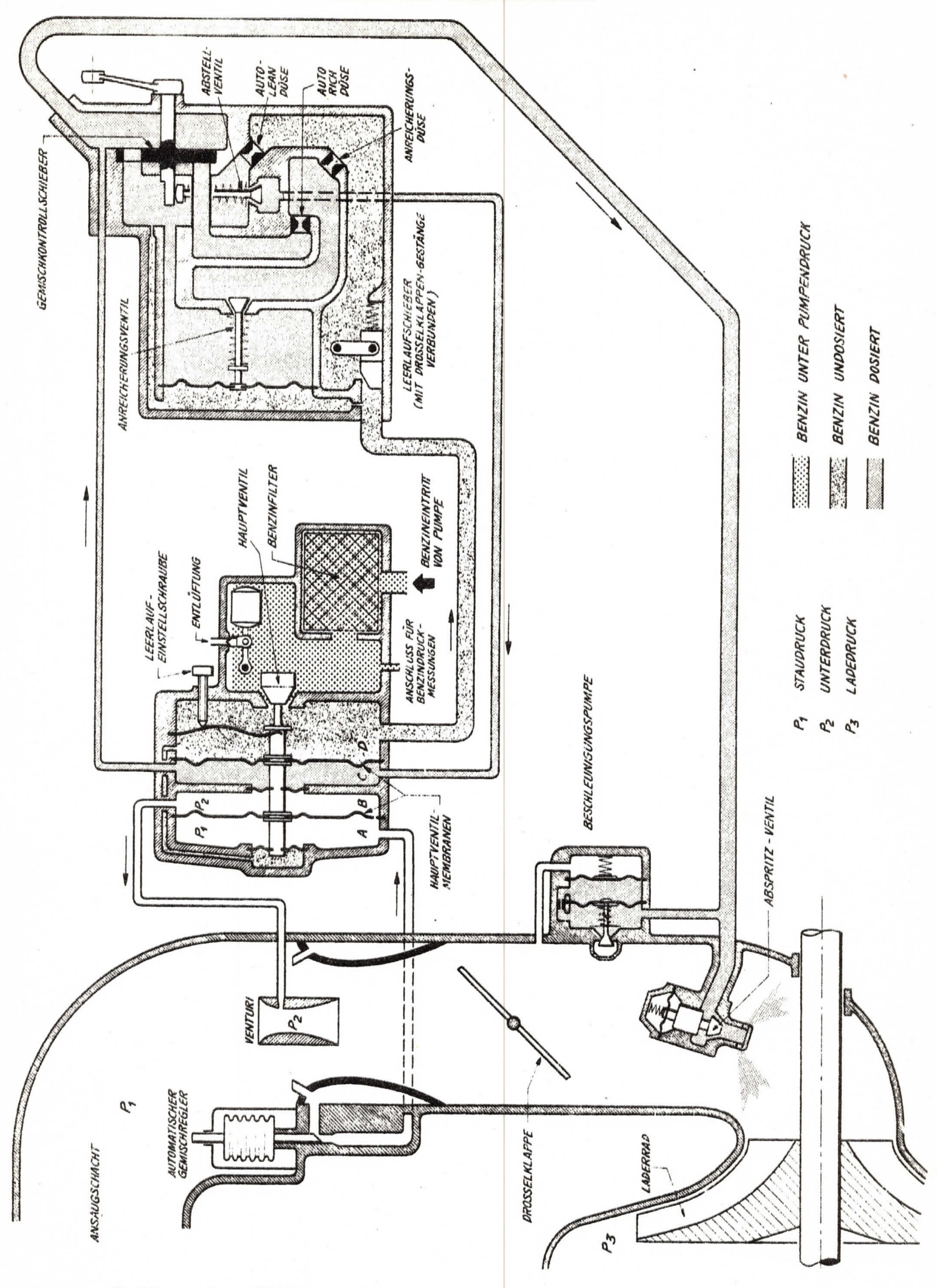


## Abbildungsverzeichnis

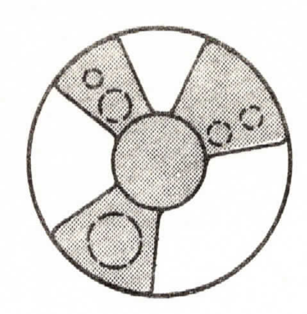



T 55 c 1 ANORDNUNG DES VERGASERS UND LADERS

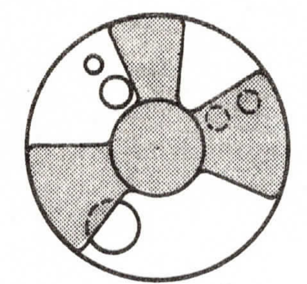



T 55 c 2 BENDIX-STROMBERG INJECTION CARBURETOR



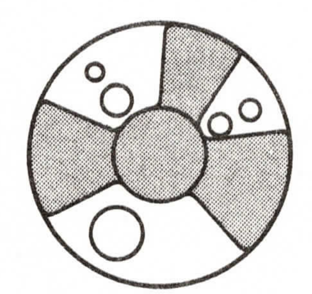
Idle Cut-off (Abstellen)

Die Benzinzufuhr ist vollständig unterbrochen. Abstellventil wird gleichzeitig geschlossen was ein Druckabfall (unter Abspritzdruck) in der Benzinkammer C bewirkt. Hauptventil wird daher auf den Sitz gezogen.



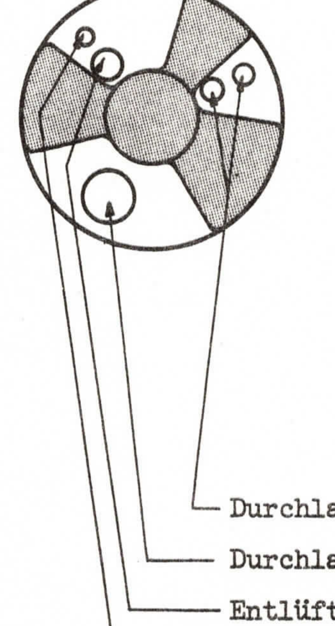
Auto Lean (Gemisch arm)

Diese Stellung darf nur für Reiseflug (Sparflug) verwendet werden. Wirtschaftlichster Verbrauch. Gemischverhältnis ca. 0.063.



Auto Rich (Gemisch reich)

Stellung für alle andern Betriebszustände wie z.B. Start, Steigflug, Landung, Abbremsen oder zur Einstellung des Leerlaufes.




T 55 c 3 MIXTURE CONTROL

## ENGINE FUEL AND CONTROL

### Gemischbildung

Der auf dem R-1830 montierte Bendix-Stromberg Vergaser PD-12 H 4 kann nicht als solcher im herkömmlichen Sinne bezeichnet werden. Der Vergaser übt eher die Funktion eines Meßgerätes aus, das dem Motor, der unter großen und schnellen Zustandsänderungen arbeiten muß (atmosphärischer Druck, Temperatur, Feuchtigkeit, Dichte), eine genau bestimmte Brennstoffmenge in allen Lagen zumißt.

### Anforderungen an den Vergaser

An den Vergaser des Motors werden folgende Anforderungen gestellt:

- Fluglageunempfindlich
- Leichtes Anlassen ermöglichen (Primer)
- Gute und rasche Beschleunigung des Motors, vor allem in Notfällen. Das Gemisch muß für die Erreichung des wirtschaftlichsten Reisefluggemisches verstellbar sein (Mixture Control).
- Muß bei abnehmendem Luftdruck in großen Höhen den Brennstoffüberfluß ausgleichen (Höhendose).
- Temperatur- und niederschlagsunempfindlich (Dampfblasenbildung, Vereisung intern und extern).

### Arbeitsprinzip

Der Vergaser arbeitet auf Grund des dem Vergaserschacht entnommenen Staudruckes und Unterdruckes.

Dieser Stau- und Unterdruck wirkt auf ein Membranensystem, welches die Größe des Benzinflusses bestimmt.

Die eigentliche Benzindosierung steht unter Kontrolle von verschiedenen Kalibrierdüsen, sowie Durchfluß-Schiebern, welche manuell betätigt werden.

Die dosierte und der Motorleistung angepaßte Benzinmenge gelangt durch ein Abspritzventil in den Ansaugschacht, in welchem die Mischung mit der Ansaugluft erfolgt.

## Bedienungsmöglichkeiten

Die Gashebel (Throttle Levers) befinden sich auf dem Pedestal. Mit ihnen wird die durchfließende Luftmenge und damit die Luftsteuerkraft reguliert. Mit den Gemischhebeln (Mixture Control Levers), welche sich ebenfalls auf dem Pedestal befinden, wird der Gemischschieber verstellt, d.h. die Benzinmenge wird reguliert.

## Hauptteile

1. Vergaseradapter

   Dieser enthält das Abspritzventil und die Beschleunigerpumpe. Der Vergaseradapter dient als Support des Vergaser. In der Mitte auf einem Steg montiert befindet sich das Abspritzventil. Seitlich ist eine Beschleunigerpumpe angebracht.

2. Drosselklappen-Gehäuse

   Enthält: Drosselklappen, Venturirohre, Betätigungshebel.

   Die beiden runden, nebeneinanderliegenden Luftdurchfluß-Öffnungen bilden je 2 Venturirohre.

   In den kleineren Venturirohren wird der für die Funktion des Vergasers notwendige Unterdruck erzeugt.

   Der Staudruck wird von insgesamt 16 Auffangröhrchen entnommen, welche kreisförmig oberhalb der größeren Venturirohre in den Luftstrom hineinragen.

   Die Regulierung des Luftdurchflusses erfolgt mittels zweier Drosselklappen, welche gemeinsam auf einer Welle sitzen. Zur Bedienung dieser Klappen dient ein Betätigungshebel, welcher beidseitig Endbegrenzungs-Anschläge besitzt. Als Anschlag im Leerlauf wird ein verstellbarer Exzenter verwendet, um eine Leerlaufkorrektur vornehmen zu können.

3. Benzin-Reguliergehäuse (Druckregulierung)
Enthält: Membranen, Hauptventil, Leerlauf-Einstellfeder, Benzinfilter.

Das Benzinreguliergehäuse bezweckt die Bestimmung des Benzin-Druckes und damit auch die des Zuflusses.

Das Hauptventil, welches mittels einer Membrane gesteuert wird, übernimmt die Aufgabe.

Diese Membrane steht unter Beeinflussung des Staudruckes in Kammer A und des Unterdruckes in Kammer B, welche beide dem Ansaugschacht entnommen werden.

Eine Blattfeder verhindert das vollständige Schließen des Hauptventils, damit noch ein genügender Durchfluß für den Leerlaufbereich möglich ist. Durch eine von außen her zugängliche Einstellschraube ist es möglich, die Blattfeder mehr oder weniger zu spannen und somit auch den Durchfluß zu bestimmen. Dies darf jedoch nur auf dem Vergaserprüfstand vorgenommen werden.

In der gleichen Kammer in der sich die Leerlauf-Feder befindet, wurde eine weitere Membrane vorgesehen, welche die Bewegungen des Hauptventils dämpft. Ein Benzinfilter nach dem Benzineintritt scheidet jegliche Unreinigkeiten aus.

4. Benzin-Kontrollgehäuse (Benzindosierung)
Enthält: Gemischschieber (Mixer), Kompensator (Anreicherungsventil), Leerlauf-Durchfluß-Schieber, Kalibrierdüsen (Auto lean, Auto rich, Enrichment), Betätigungshebel für Gemisch- und Leerlaufschieber, Abstellventil.

Das Benzin-Kontrollgehäuse hat die Aufgabe, die vom Hauptventil regulierte Benzinmenge im richtigen Maß der Motorleistung entsprechend zu dosieren, d.h. es wird jeweils die richtige Gemischzusammensetzung automatisch hergestellt.

Die automatische Gemischzusammensetzung erfolgt durch Kalibrierdüsen, den Kompensator, sowie den Leerlauf-Durchflußschieber.

Die Kalibrierdüsen sind im Gehäuse eingebaut und weisen bestimmte Größen auf. Durch die verschiedenen Größen dieser Düsen wird für den jeweiligen Betriebszustand der notwendige Durchfluß erzielt.

Der Kompensator (Anreicherungsventil) arbeitet nur in den oberen Leistungsbereichen in welchen infolge "Klopfgefahr" ein reicheres Gemisch verlangt wird. Die Anreicherung beginnt oberhalb der 65 %-igen Reiseleistung, also bei ca. 2100 U/min oder ca. 600 PS.

Als weitere Regulierung, was den Leerlaufbereich betrifft, wurde ein Durchfluß-Schieber vorgesehen.

Dieser Durchfluß-Schieber steht durch eine Stoßstange mit der Drosselklappe in Verbindung. Beim Öffnen der Drosselklappe (Leistungssteigerung) überträgt sich diese Bewegung auf das Durchflußventil und bewirkt deshalb auch einen größeren Benzinfluß. Ab 1200 U/min wird der Leerlauf-Schieber unwirksam, d.h. der Durchflußquerschnitt vergrößert sich in dem Maß, daß eine eigentliche Dosierung nicht mehr stattfindet, da dieselbe über dem genannten Bereich von den Kalibrierdüsen übernommen wird. Zur Korrektur des Leerlauf-Gemisches ist der Betätigungshebel mit einer Riffelschraube versehen, welche eine Vergrößer- oder Verkleinerung des Durchflußquerschnittes erlaubt.

Der Gemischschieber (Mixer) kann manuell vom Cockpit aus mittels des Mixerhebels in 3 Stellungen gebracht werden. Die Möglichkeit ist daher gegeben, das Gemischverhältnis den jeweiligen Leistungsbedingungen bzw. Flugzuständen anzupassen. Es sind folgende Stellungen möglich:

A. Idle Cut-off (Abstellen)
   Die Benzinzufuhr ist vollständig unterbrochen. Abstellventil wird gleichzeitig geschlossen, was einen Druckabfall (unter Abspritzdruck) in der Benzinkammer C bewirkt. Hauptventil wird daher auf den Sitz gezogen.

B. Auto Lean (Gemisch arm)
   Diese Stellung darf nur für Reiseflug (Sparflug) verwendet werden. Wirtschaftlichster Verbrauch. Gemischverhältnis ca. 0.063.

C. Auto Rich (Gemisch reich)
Stellung für alle anderen Betriebszustände wie z.B. Start, Steigflug, Landung, Abbremsen oder zur Einstellung des Leerlaufes.

5. Automatischer Gemischregler
Enthält: Aneroiddose, Nadelventil.

Die Aufgabe des automatischen Gemischreglers besteht darin, daß für jede beliebige Flughöhe das Gemisch dem jeweiligen Betriebszustand des Motors angepaßt wird.

Das Gemisch muß so beschaffen sein, daß es trotz der Änderung von Temperatur und Luftdichte der Ansaugluft, weder zu arm noch zu reich ist.

Dies geschieht durch eine Aneroiddose und ein mit derselben in Verbindung stehendes Nadelventil. Diese Dose ist gefüllt mit einem speziellen trägen Öl sowie mit Stickstoff.

Das träge Öl dämpft die Vibrationen und schützt die Dose vor Schaden.

Nitrogengas wird verwendet, um bei Temperaturschwankungen ein Ausdehnen oder Zusammenziehen des Gases bzw. der Dose zu erreichen und somit auch in dieser Beziehung eine Regulierung zu ermöglichen.

Der Eintritt des Staudruckes erfolgt durch ober- und unterhalb des Dosengehäuses gelegene Eintrittsöffnungen.

Funktion

1. Vergaser
Der für die Funktion des Vergasers notwendige Stau- und Unterdruck wird im Ansaugschacht erzeugt.

Der Unterdruck wird im Venturirohr erzeugt und stellt in Kammer B einen Sog her. Der den Auffangröhrchen entnommene Staudruck wird in Kammer A geleitet.

Die Druckdifferenz wirkt auf die Membrane und überträgt die Bewegung auf das Hauptventil das sich nach rechts verschiebt.

Von der Motorpumpe gelangt das unter Druck (ca. 14 lbs) stehende Benzin in den Benzineintritt. Nach Passieren des Vergaserfilters fließt dasselbe durch das Hauptventil und kann nun in Kammer D eintreten.

Um im Leerlauf den richtigen Durchfluß zu erhalten wird das Hauptventil durch eine Feder offen gehalten, da die Druckdifferenz im Leerlauf zu gering ist um ein einwandfreies Funktionieren des Hauptventils zu gewährleisten. Der Einlaßquerschnitt kann durch eine Einstellschraube verändert werden (Einstellung darf nur auf dem Vergaser-Prüfstand vorgenommen werden.).

Das Benzin strömt von Kammer D zum Benzinkontrollgehäuse und passiert dabei den Leerlaufschieber, welchem die Aufgabe zukommt, im Leerlaufbereich die Benzinmenge für ein einwandfreies Gemisch zu dosieren. Gleichzeitig fließt Benzin in die Kammer des Kompensators.

Die Dosierung übernehmen die Kalibrierdüsen. Kalibrierdüse "Auto lean" dosiert das Benzin für die Mixerstellung "Auto lean". Kalibrierdüse "Auto rich" versorgt das Kompensatorventil. Diese Düse ist nur in Betrieb, wenn Mixerhebel auf "Auto rich"-Position steht.

Wenn die Drehzahl des Motors über die Reiseleistung erhöht wird, beginnt der Kompensator zu arbeiten, d.h. durch die Druckerhöhung, die sich auf die Membrane auswirkt, öffnet sich das Ventil und eine größere Benzinmenge kann nachfließen.

Das dosierte Benzin gelangt durch die entsprechenden Öffnungen im Mixerschieber in die Zuleitung zum Abspritzventil. Dasselbe öffnet bei einem Abspritzdruck von 4-5 psi und sorgt für einwandfreie Verteilung des Benzins in die Ansaugluft.

Zum Abstellen des Motors wird Mixerhebel auf "Idle-Cut-off"-Position gebracht, was gleichzeitig ein Schließen des Abstellventils bewirkt. Der Zufluß zur Kammer C ist damit unterbrochen und es wird dadurch unmöglich, daß Benzin zum Abspritzventil fließen kann.

2. Beschleunigerpumpe

Die Beschleunigerpumpe tritt nur in Funktion, wenn ein rascher Anstieg der Motorleistung verlangt wird. Um die Drehzahl des Motors möglichst verzögerungsfrei rasch erhöhen zu können, muß mehr Benzin eingespritzt werden. Diese Mehrzugabe wird durch die Anordnung einer Beschleunigerpumpe erreicht, welche jedoch unabhängig von den Gashebelbewegungen arbeitet.

Durch rasches Öffnen der Drosselklappe erfolgt vor dem Lader ein Druckanstieg der Ansaugluft, dies verursacht die Bewegung einer federbelasteten Membrane. Diese Bewegung überträgt sich mittels der eingeschlossenen Benzinmenge auf die vordere ebenfalls federbelastete Membrane, welche dann ein Kegelventil zum Öffnen bringt und somit das zur Beschleunigung nötige Benzin einspritzt. Es kann also eine Verarmung des Gemisches verhindert werden, welches aus der unumgänglichen Trägheit des Reguliervorganges im Vergaser resultiert.

3. Automatischer Gemischregler

Dieser reguliert den Staudruck, unter Beeinflussung des je nach der Flughöhe herrschenden Luftdruckes und der Außentemperatur.

In größeren Flughöhen dehnt sich die Dose infolge Abnahme des Luftdruckes aus und der Durchlaß-Querschnitt wird kleiner, was einer Verringerung der Benzinzufuhr gleichkommt und damit einer Kompensation zum verringerten Luftdurchsatz.

Das Gemischverhältnis kann also in jeder Flughöhe beibehalten werden. Bekannterweise ergibt sich ein besserer Füllungsgrad der Zylinder wenn die Ansaugluft-Temperatur niedrig ist. Es ist deshalb nötig, daß entsprechend diesem verbesserten Füllungsgrad mehr Benzin in die Ansaugluft eingegeben wird. Infolge der Stickstoff-Füllung kann dieser Temperaturwechsel in die Regulierung einbezogen werden, d.h. bei niederen Temperaturen wird sich die Dose zusammenziehen und das Nadelventil gibt einen größeren Querschnitt frei. Ein größerer Staudruck kann auf die Membrane wirken; das Hauptventil wird mehr Benzin eintreten lassen und das Gemischverhältnis entspricht den Anforderungen.

AUA AUSTRIAN AIRLINES

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

PROPELLER

(Douglas DC-3)

T 55 d

Bearbeitet: Ing. Kozak

Ausgabe: 1/6/1964

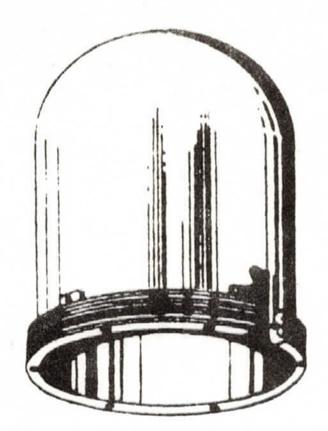
Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

# PROPELLER

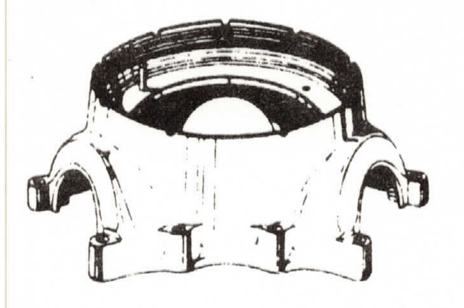
## Inhaltsangabe



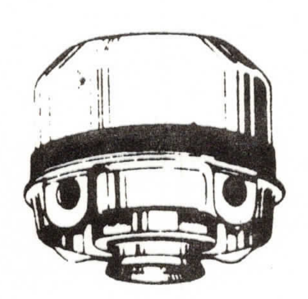
## Abbildungsverzeichnis



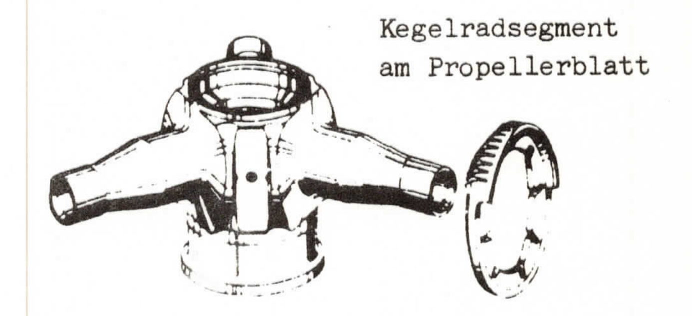
Dom



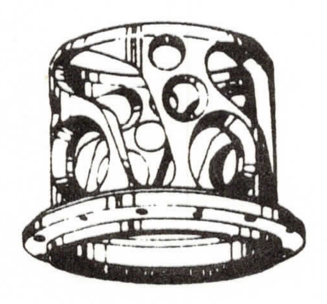
Vorderes Nabengehäuse



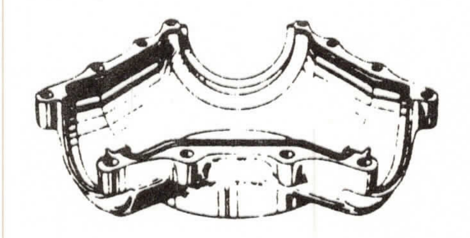
Kolben



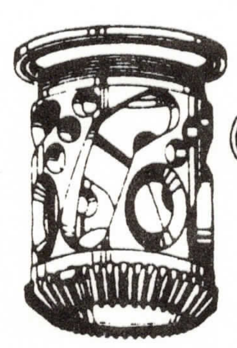

Nabenstern



Fester Verstellzylinder

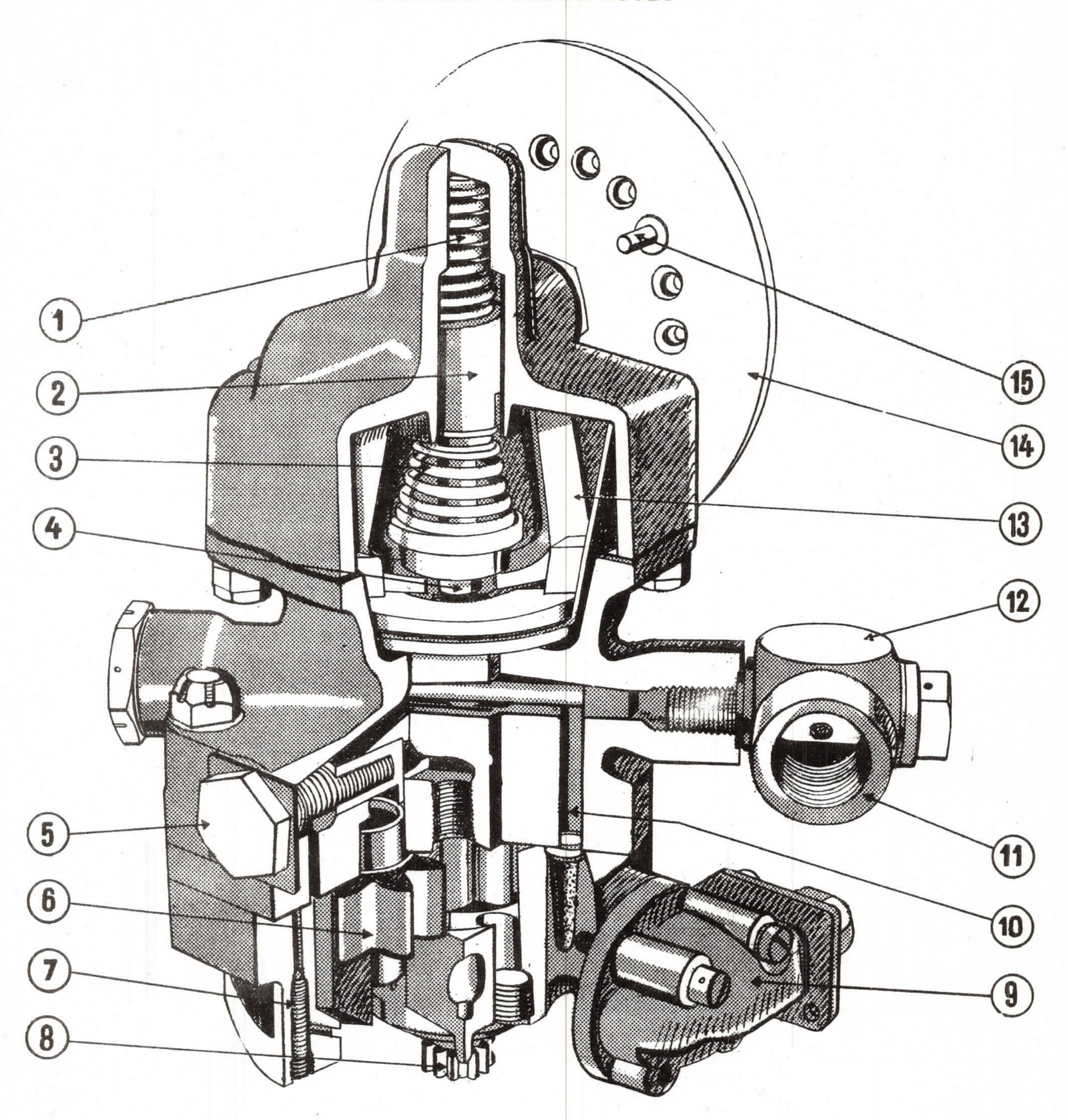


Hinteres Nabengehäuse



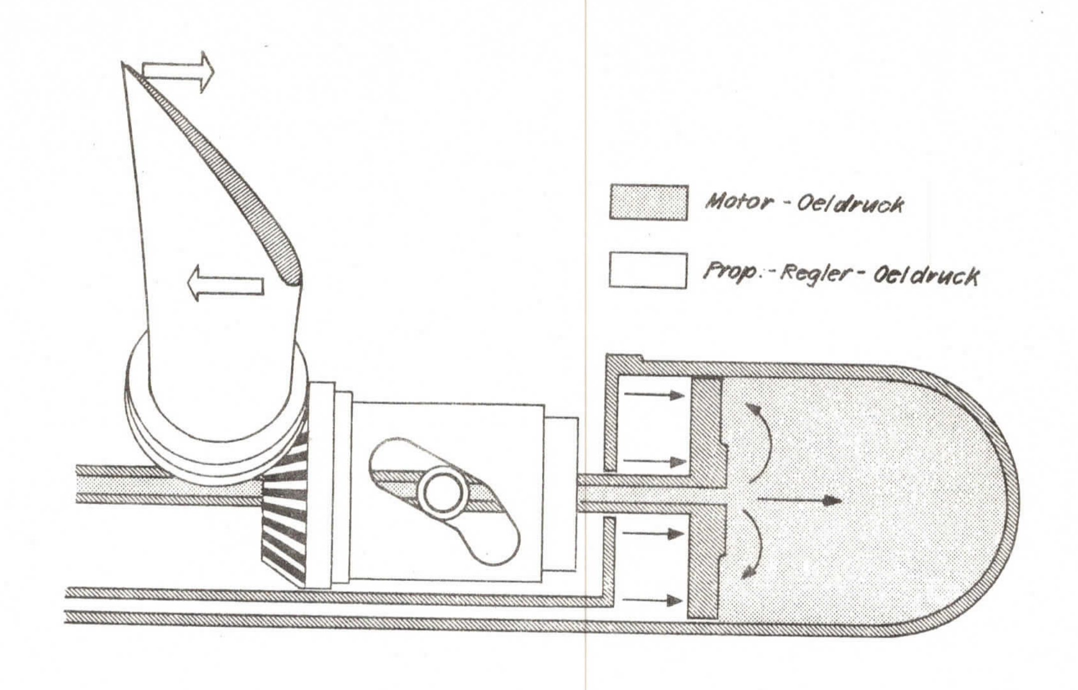

Beweglicher Verstellzylinder

T 55 d 1 BAUTEILE DER PROPELLERNABE

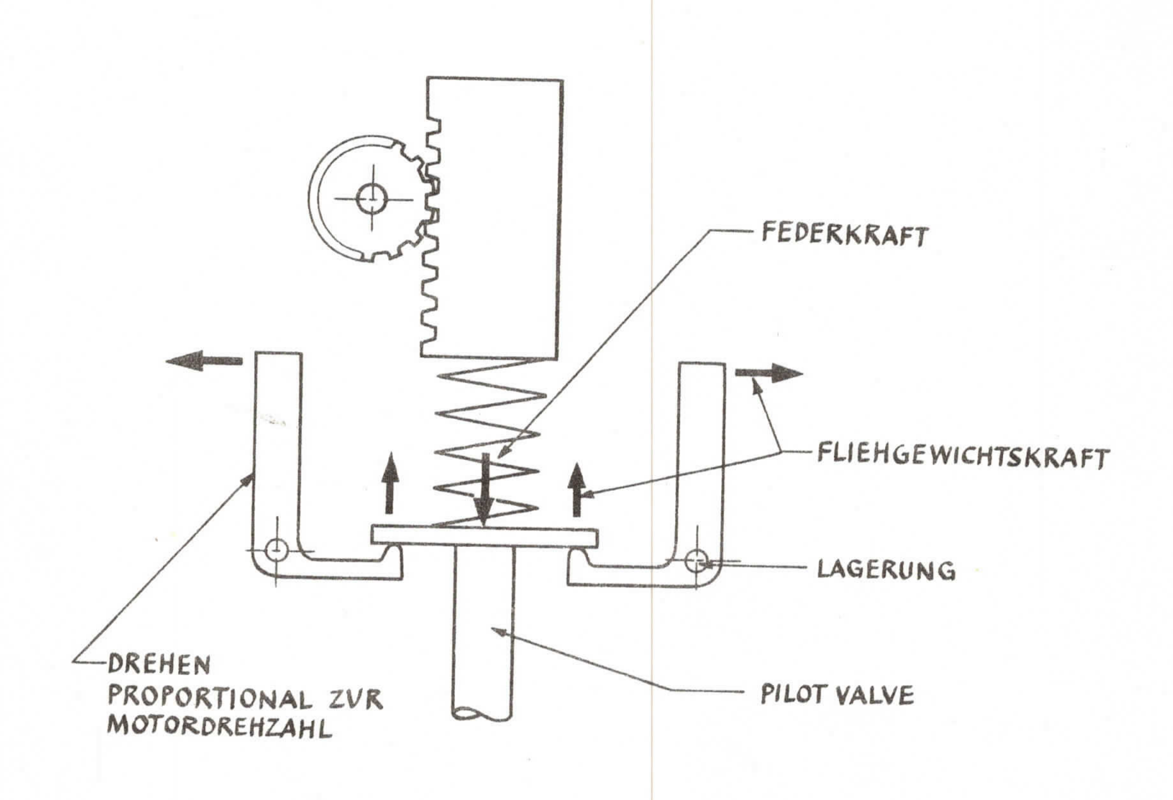



1 Balance-Feder
2 Zahnkolben
3 Kegelfeder
4 Steuerkolben (Pilot-Valve)
5 Druckeinstellventil (400 psi)
6 Zahnradpumpe
7 Leckoelventil
8 Antrieb (Spline)
9 Oeldruckschalter (Pressure cut out switch)
10 Oelkanal (Zufluss von Motorölpumpe)
11 Anschluss für Segelstellungs-Leitung
12 Abschlussventil
13 Fliehgewichte
14 Seilrolle (Pulley)
15 Anschlagstift

T 55 d 2 PROPELLERREGLER




T 55 d 3 PRINZIP DER BLATTVERSTELLUNG



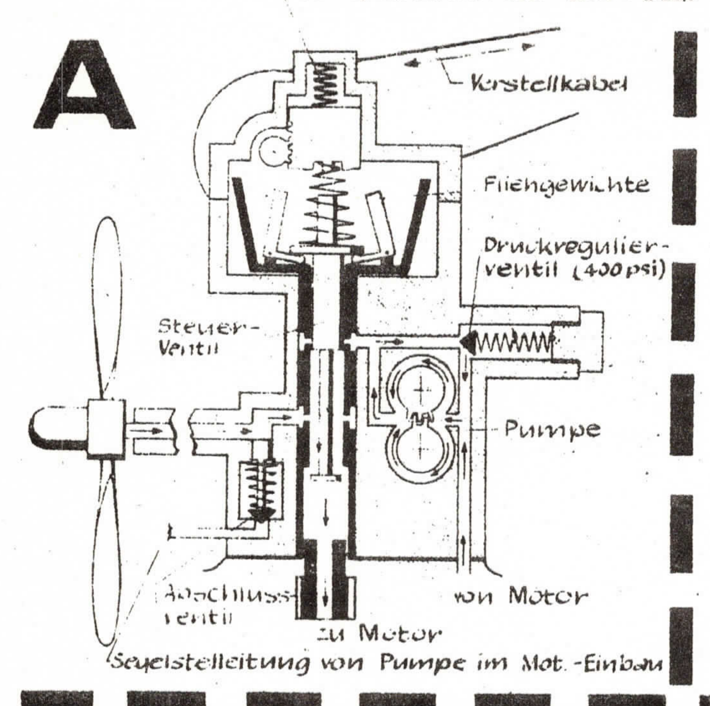

T 55 d 4 PRINZIP DER DREHZAHLREGLER

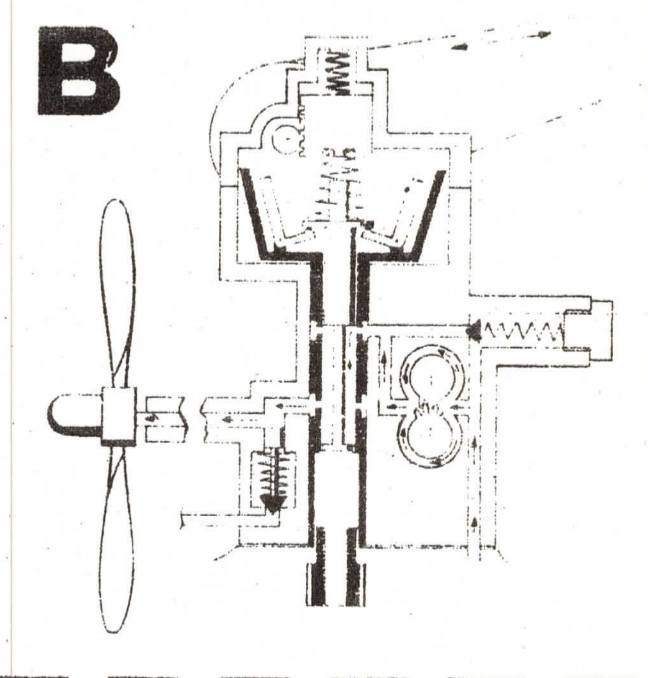
A Reglerdrehzahl fällt, Blattsteigung wird kleiner

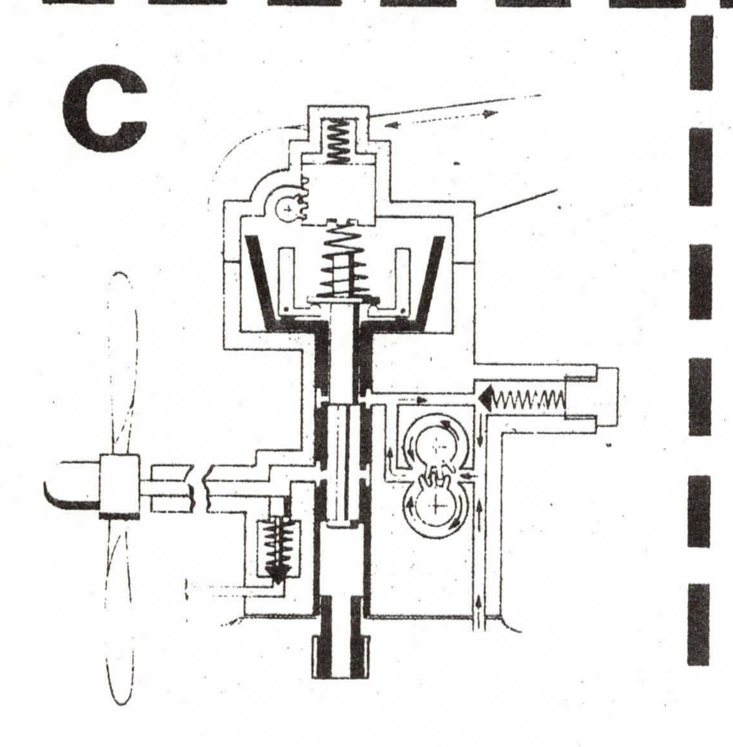
B Reglerdrehzahl steigt, Blattsteigung wird grösser

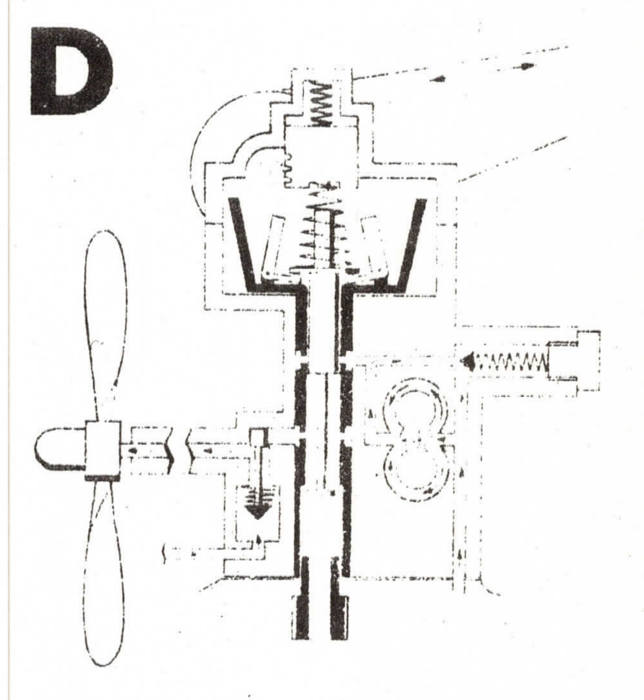
C Gleichgewichtzustand, konstante Drehzahl

D Einleitung der Segelstellung und zurück in Normalstellung (Feathering und Unfeathering)

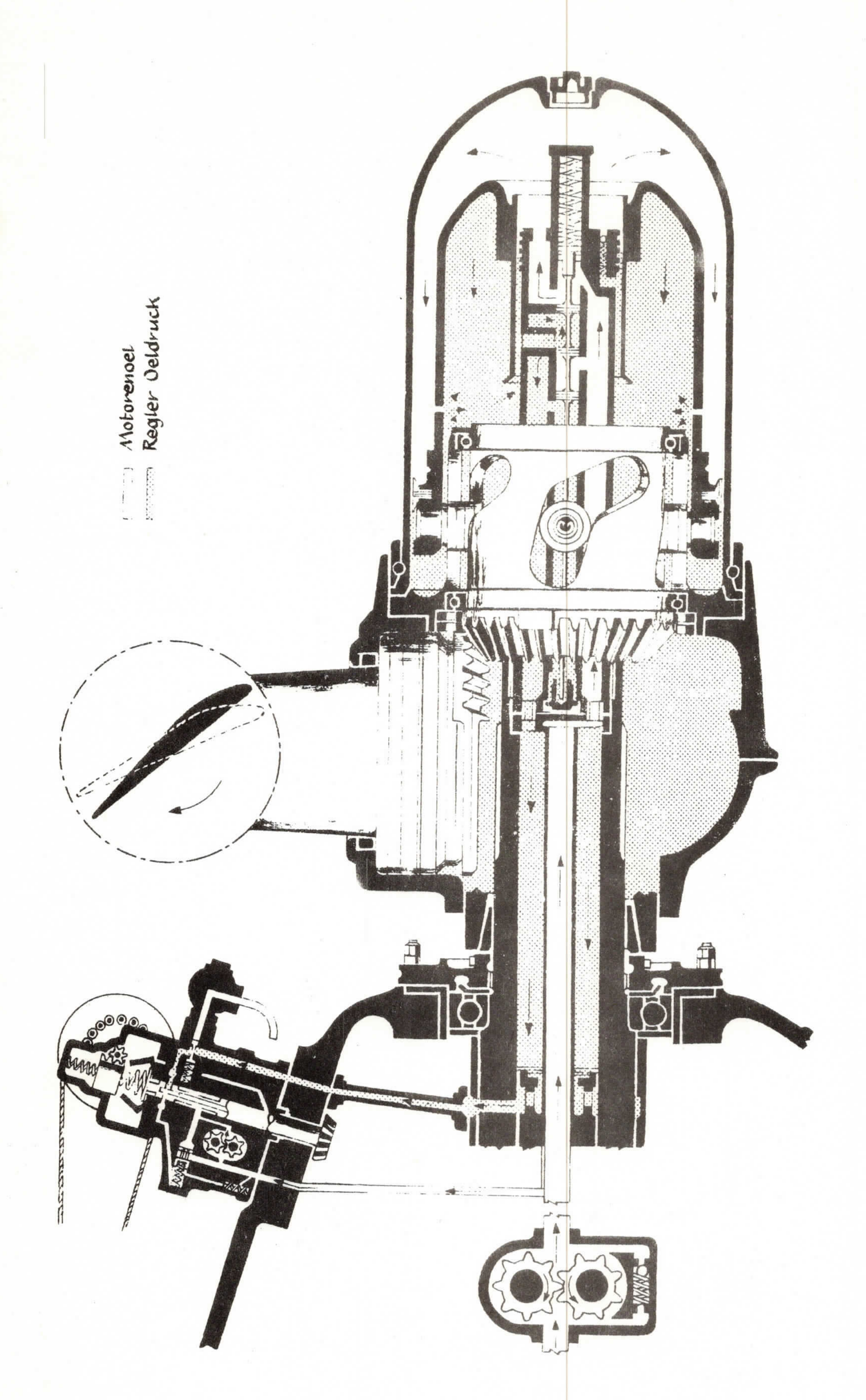


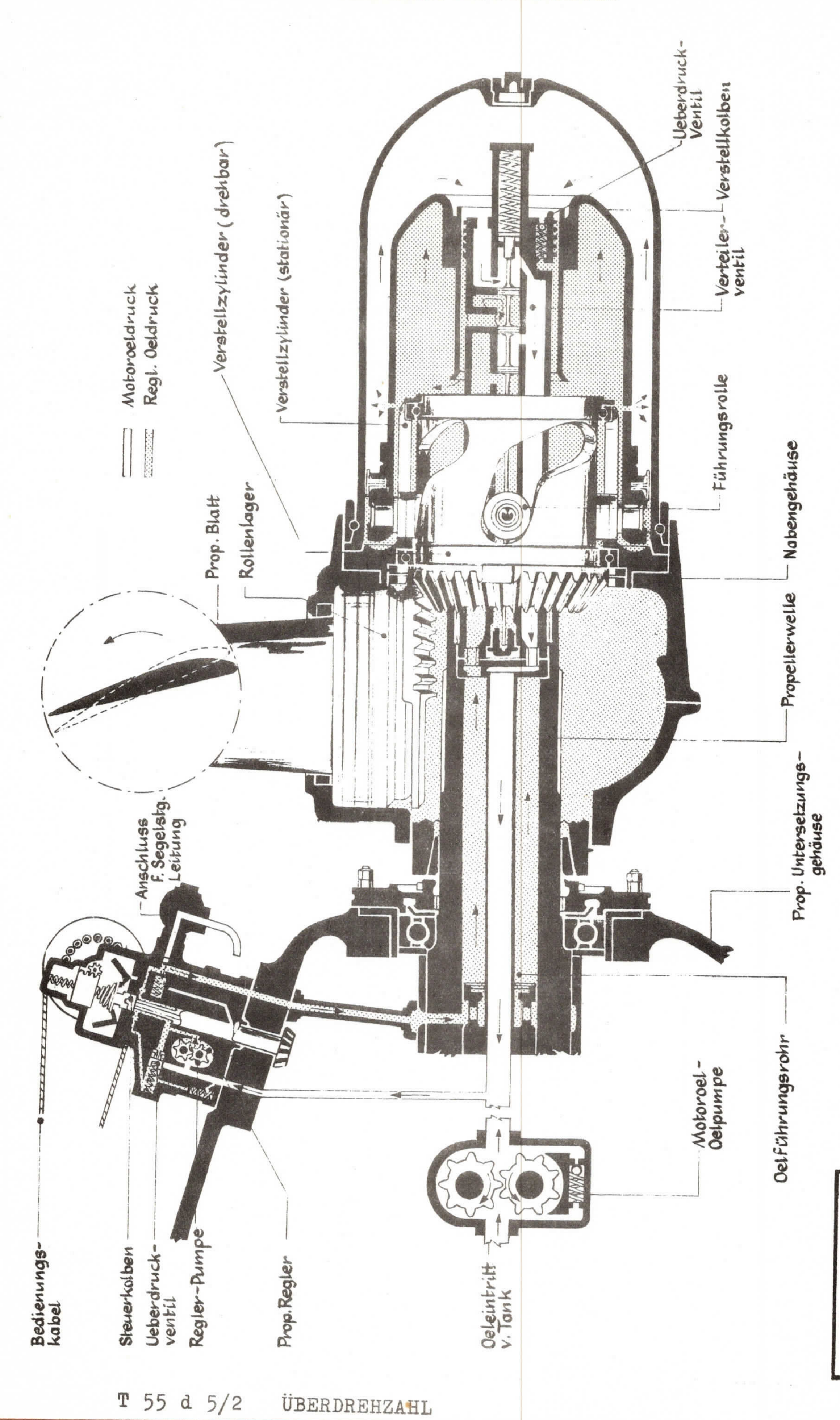




T 55 d 5 SCHEMATISCHE DARSTELLUNG VON REGELVORGÄNGEN

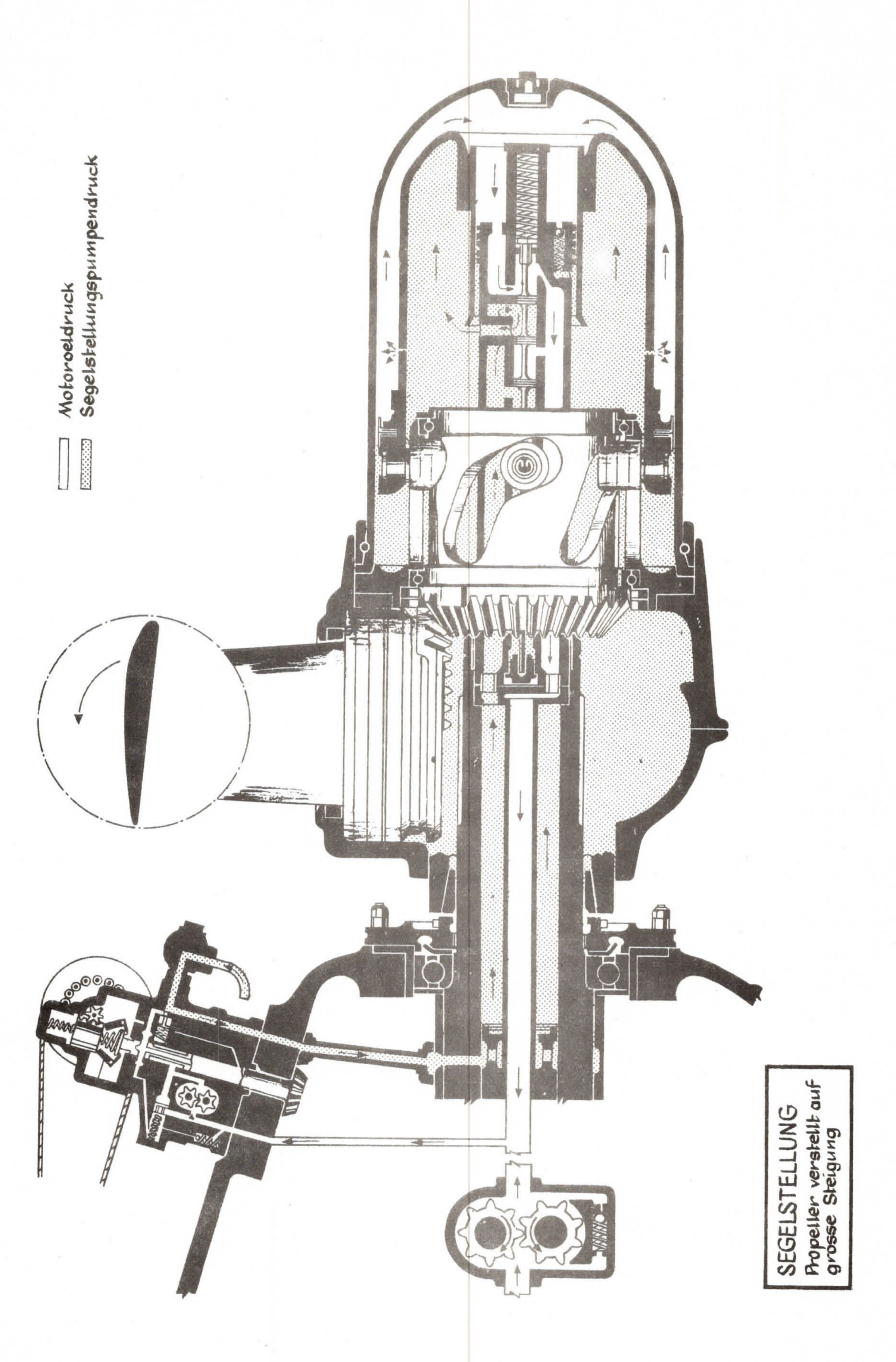



T 55 d 5/1 UNTERDREHZAHL

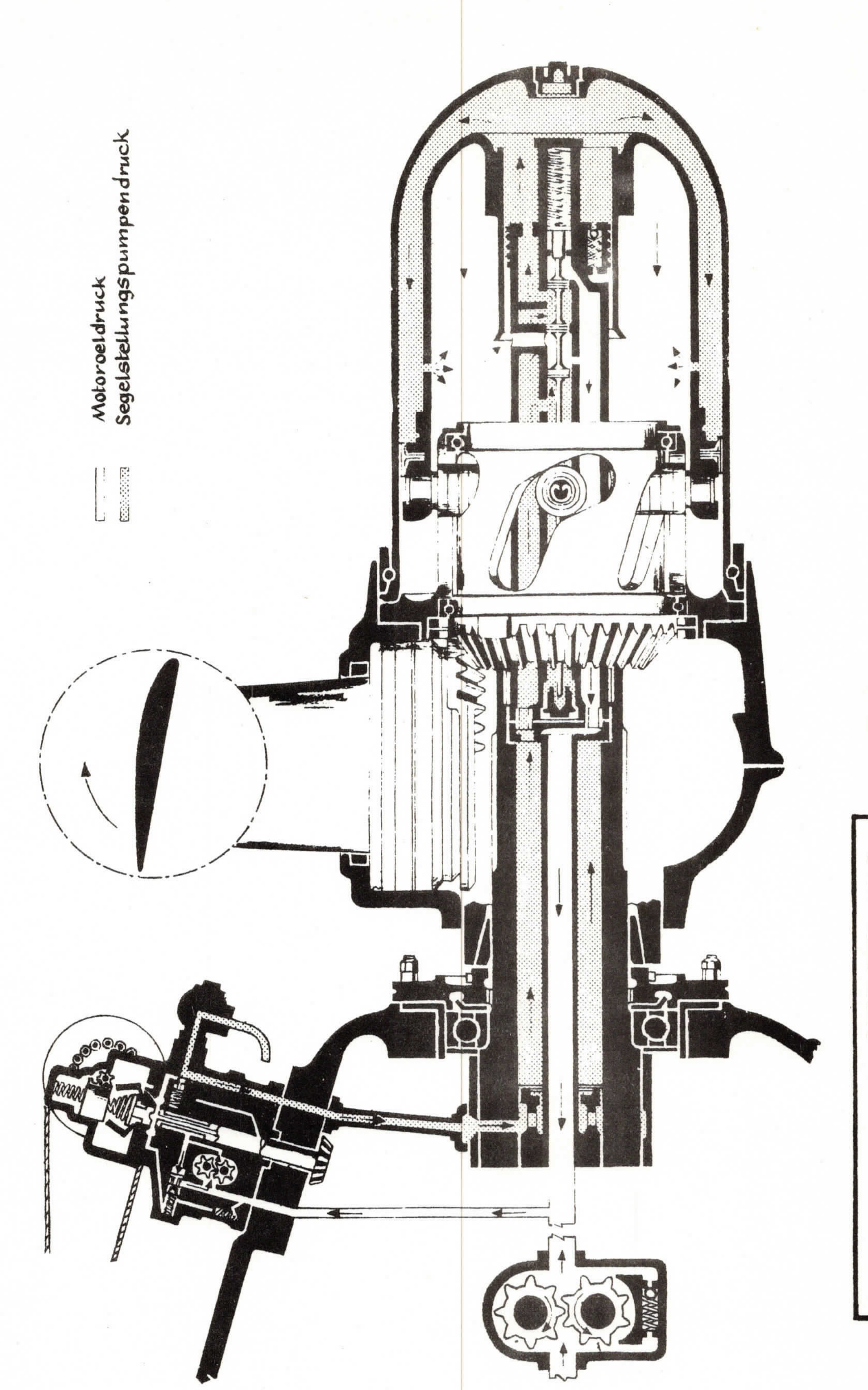



**UEBERDREHZAHL**
Propeller verstellt auf grössere Steigung

T 55 d 5/2 ÜBERDREHZAHL




T 55 d 5/3 SEGELSTELLUNG




T 55 5/4 RÜCKLAUF AUS SEGELSTELLUNG

1
+
C
S
E
R.H.
FEATHER
BUTTON
SR5
SR6
SR25
SR21
SR17
SR16
+
C
S
E
L.H.
FEATHER
BUTTON
1

MAIN JUNCTION BUS
2 43
+ Batterie
Seite 22a
PB1
SR10
3
76 75
2
BATT.
RELAY
73 74
2
Main
Bus Bar Seite 22a
SR7
P1
SR18
SR15
+ DC Ground Power
Seite 22a
P H3
TUNNEL
Junction Box
113 112
2
65 66
2
SR2
P2
SR20
SR13
P3
SR9
FIRE WALL JUNCT. BOX
FIRE WALL JUNCT.BOX
Feather
MOT
5
R.H.
4
Feather
Relay
SP2
4
MOT
5
L.H.
SP1
2
2
6-7
PLUG FIRE
WALL
6-7
8
SR12
8
SR22

R.H. Feather Cut Out Switch
42 KG Press.

L.H. Feather Cut Out Switch
42 KG Press.

T 55 d 6 FEATHERING CIRCUIT

# PROPELLER

## Allgemeines

Der Propeller setzt die vom Motor an die Propellerwelle abgegebene Leistung in Schub um. Ein Propellerblatt hat somit Flügelprofilquerschnitt, ist aber so angeordnet, daß die aus der Bewegung resultierenden Kräfte nach vorne anstatt nach oben wirken, d.h. es wird Schub und nicht Auftrieb erzeugt.

Die auf der DC-3 montierten Propeller sind vom Typ Hamilton Standard-Hydromatic, 23 E-50-505/-473, Constant Speed und Segelstellung.

Es sind 3 Blatt Propeller aus Leichtmetall mit hydraulischer Verstellung.

Der Propellerregler Hamilton 4 G 8 ist am Propelleruntersetzungsgehäuse in der Mitte oben montiert. Es ist ein Fliehkraftregler und mit einer Zahnradpumpe ausgerüstet, welche einen Öldruck von 400 psi für die Verstellung auf große Steigung erzeugt.

## Aufbau des Propellers

Der gesamte Propeller setzt sich aus den folgenden Teilen zusammen:

1. Der Nabenstern

   Dieser sternförmige, aus Stahl geschmiedete Teil bildet die Lagerung der Propellerblätter. Auf die Arme werden die 3 Propellerblätter aufgesteckt. Sie nehmen den größten Teil des Drehmomentes und Schubes auf.

2. Das Nabengehäuse

   Mit dem Nabengehäuse werden die Propellerblätter auf dem Nabenstern gehalten. Das Gehäuse ist zweiteilig ausgeführt und von

Stahl geschmiedet. Es ist hauptsächlich auf Zentrifugalkraft beansprucht (ca. 30 t pro Blatt).

3. Die Propellerblätter

Die Propellerblätter sind aus einer Leichmetallegierung geschmiedet. Die Blattenden sind rund ausgeführt. Zur Übertragung der Verstellbewegung sind die Blätter mit Zahnradsegmenten versehen.

4. Der Verstellmechanismus

Der gesamte Verstellmechanismus, bestehend aus einem stationären und einem beweglichen Verstellzylinder, dem Kolben und Verteilerventil, ist im Propellerdom enthalten.

- Der stationäre und bewegliche Verstellzylinder
  Dies sind zwei ineinander laufende Zylinder mit je 4 Schlitzen. Die Schlitze verlaufen gegeneinander, um die Drehbewegung zu vergrößern. Der äußere Zylinder ist fest mit den Nabengehäuse verbunden. Der innere, bewegliche Zylinder ist mit einem Kegelrad versehen, um die Drehbewegung auf die Propellerblätter zu übertragen.

- Der Kolben
  Der Kolben bewegt sich in achsialer Richtung auf dem Verteilerventil und Zylinder (Dom). Er steht unter Beeinflussung von Öldruck und schiebt sich über die Verstellzylinder. Vier am Kolben befestigte Rollen gleiten in den Schlitzen und verursachen die Drehung des inneren Verstellzylinders.

  Zwei Kapillaröffnungen im Kolben lassen einen ständigen Durchfluß warmen Öls nach der Vorderseite des Kolbens fließen.

- Der Dom
  Dies ist der Zylinder, in dem sich der Kolben bewegt und zugleich das Gehäuse, in dem sich der ganze Verstellmechanismus befindet.

- Das Verteilerventil
  Es steuert den Regleröldruck auf die Hinterseite und Motoren-

öldruck auf die Vorderseite des Kolbens. Das Verteilerventil ist in die Propellerwand eingeschraubt und besteht aus dem Überdruck- und dem federbelasteten Umsteuerventil. Dieses dient zur Umsteuerung des Reglerröls bei Rückstellung aus der Regelstellung auf normale Steigung durch Bewegen des Steuerkolbens. Der dazu notwendige Umsteuerdruck beträgt 600 psi.

Propellerregler

Der als Fliehkraftregler aufgebaute Propellerregler steuert automatisch die Bewegungen der Propellerblätter und reguliert somit die Motordrehzahl. Die Drehzahlregulierung kann aber vom Cockpit aus manuell übersteuert werden. Der Regler setzt sich aus drei Teilen zusammen:

1. Der Unterteil

Darin befindet sich der Reglerantriebsritzel, der Anschluß für die Segelstellungsleitung mit dem Absperrventil und der durch Öldruck betätigte "Pressure Cut out Switch". Dieser Schalter unterbricht den Stromkreis der Segelstellungspumpe.

2. Der Pumpenkörper

Im Pumpemkörper oder Reglermittelteil befindet sich die Zahnradpumpe, welche den Motorenöldruck auf 400 psi erhöht. Die Antriebswelle ist zur Führung des Steuerkolbens (Pilot Valve) hohl ausgeführt. Die Hohlwelle ist gleichzeitig auch der Antrieb für die zwei in einem Becher befestigten Fliehgewichte. Sie bewegen den Steuerkolben auf- oder abwärts. Ebenfalls im Pumpenkörper befindet sich das auf 400 psi eingestellte Druckregulierventil.

3. Der Reglerkopf

Dieser enthält einen Zahnkolben zur Spannung der Fliehgewichts-Belastungsfeder. Der Zahnkolben wird durch ein Ritzel betätigt.

Die Betätigung erfolgt über Kabel und eine am Reglerkopf befestigte Rolle vom Cockpit aus. Oberhalb des Zahnkolbens ist eine Balancefeder eingebaut. Diese stellt automatisch die Reisedrehzahl ein, sollte ein Bedienungskabel reißen. In diesem Fall hält der Regler eine Motorendrehzahl von 2000 - 2200 RPM.

Segelstellungspumpe (Feathering Unit)

Dies ist eine elektrisch getriebene Zahnradpumpe, welche nur während dem Segelstellungsvorgang läuft. Sie wird mit dem Segelstellungsknopf in Betrieb gesetzt. Die Segelstellungspumpen sind in den Motorgondeln montiert.

Funktion und Bedienung

1. Allgemeines

Dreht der Propeller im konstanten Drehzahlbereich, so wirken 3 Kräfte zur Verstellung auf ihn:

- Das Zentrifugal-Drehmoment, welches die Tendenz hat, die Propellerblätter immer gegen kleine Steigung zu verstellen. Es wird auch für diesen Vorgang verwendet.
- Motoröldruck, welcher das Zentrifugal-Drehmoment bei der Verstellung auf kleine Steigung unterstützt. Somit ist eine schnell wirksame Verstellung auch bei kleinen Propellerdrehzahlen gewährleistet. Der Motorenöldruck wird durch die Ölpumpe des Motors erzeugt und beträgt 80-90 psi. Das Drucköl wird durch die hohle Propellerwelle zum Propeller geführt.
- Durch die Reglerpumpe erhöhter Motorenöldruck für die Verstellung auf große Steigung. Dieser Druck beträgt 400 psi. Das Öl wird dem normalen Schmierkreislauf des Motors entnommen und gelangt nach der Druckerhöhung ebenfalls durch die hohle Propellerwelle zum Propeller.

2. Funktion

Bei konstanter Drehzahl halten sich der Motorenöldruck und das Blattdrehmoment und der Regleröldruck das Gleichgewicht. Dieser Zustand wird durch die Propellerreglerfunktion erreicht.

Der Regler, welcher auf dem Untersetzungsgehäuse oben Mitte montiert ist, wird vom Motor angetrieben und steht daher unter Beeinflussung von Drehzahlschwankungen.

Diese Drehzahlschwankungen wirken sich auf 2 Fliehgewichte in dem Sinne aus, daß dieselben entsprechend der Fliehkraft nach außen oder innen wandern und somit den Steuerkolben bewegen, welcher das Drucköl steuert.

Mit Hilfe dieses Mechanismus wird eine autom. Regulierung der Drehzahl erzielt, d.h. es wird ständig eine konstante Drehzahl des Motors beibehalten, indem mehr oder weniger Drucköl zum Propeller zu- oder abgeführt wird.

Die autom. Regulierung ist durch einen Bedienungshebel im Cockpit manuell beeinflußbar, sodaß die Gleichdrehzahl in andere Tourenzahlen verlegt werden kann.

Dies geschieht durch Spannung oder Entlastung der konischen Feder, welche auf die Fliehgewichte drückt und somit der Fliehkraft entsprechend der Pressung entgegenwirkt.

A. Drehzahlabfall

Das Flugzeug steigt, und infolge des größeren Widerstanddrehmomentes sinkt die Motorendrehzahl.

Um die Drehzahl, welche mit dem Propeller-Hebel bestimmt wurde, konstant zu halten, muß eine Blattwinkelkorrektur vorgenommen werden. Somit müssen die Propellerblätter auf kleinere Steigung gebracht werden.

Folgender Vorgang findet im Propeller-Regler statt:

Die Fliehgewichte bewegen sich aus der Neutrallage gegen das Zentrum,sodaß die konische Feder durch ihre Federkraft den Steuerkolben nach unten drückt. Dies erlaubt den Rückfluß des

hinter dem Verstellkolben des Propellers befindlichen Regleröldruckes, indem der Steuerkolben eine Öffnung freigibt. Durch die Entweichung des Regleröldruckes ist das Kräftegleichgewicht gestört, sodaß der Motoröldruck wie auch das Blattdrehmoment die Propeller-Blätter auf eine kleine Steigung dreht und zwar soweit die Drehzahl wieder aufgeholt ist.

B. Drehzahlanstieg

Das Flugzeug sinkt, und infolge des geringeren Widerstanddrehmomentes erhöht sich die Drehzahl.

In diesem Fall ist wiederum eine Korrektur des Blattwinkels notwendig, jedoch auf eine größere Steigung.

Nun geschieht das Umgekehrte, indem die Fliehgewichte aus der Neutralstellung nach außen wandern. Der Steuerkolben wird dadurch angehoben und leitet Öldruck durch die Propeller-Welle hinter dem Verstellkolben des Propellers. Die Propeller-Blätter drehen auf größere Steigung, weil wiederum das Kräftegleichgewicht gestört wurde, da der Regleröldruck zur Auswirkung kommt.

C. Gleichdrehzahl

Das Flugzeug fliegt horizontal und die Drehzahl schwankt nur wenig. Die Fliehgewichte sind neutral und der Steuerkolben schließt die Reglerölzufuhr ab. Das Kräftegleichgewicht im Propeller ist vorhanden.

D. Segelstellung

Motordefekt im Flug, sodaß der Propeller in Segelstellung gebracht werden muß. Zur Verkleinerung des Widerstandes und Verhinderung des schädlichen Windmühleneffekts, wird der Propeller in Segelstellung gebracht.

Für diesen Vorgang ist ein spezielles System vorgesehen, d.h. der Propellerregler wird als Steuerorgan außer Betrieb gesetzt. Der zur Einleitung der Segelstellung notwendige Druck wird von einer Zusatzpumpe erzeugt, bestehend aus einem Elektromotor und Zahnradpumpe. Sie entnimmt das Öl zur Umstellung auf Segelstellung dem Motorenöltank. Die Pumpe wird durch Drücken des Segel-

stellungsknopfes (links und rechts am Overhead Switch Panel) eingeschaltet. Sobald die Pumpe in Betrieb ist, wird das von ihr erzeugte Drucköl (600 psi) zum Propellerregler geführt. Im Regler wird das Absperrventil betätigt, welches den Reglerölkanal abschließt und den Regler als Steuerorgan stillegt. Nach diesem Vorgang gelangt das Öl auf normalem Weg zum Propeller.

Wenn der Propeller in der Segelstellung angelangt ist, ergibt sich ein Druckanstieg. Dieser Druckanstieg wirkt auf den "Cut out" Schalter und löst den Segelstellungsknopf (bei ca. 590 psi). Derselbe schaltet die Segelstellungspumpe aus. Die Rückstellung erfordert den gleichen Vorgang, jedoch mit dem Unterschied, daß der Segelstellungsknopf gehalten werden muß, damit ein genügend hoher Pumpendruck (ca. 610 psi) entsteht, welcher das Verteilerventil betätigt. Das Verteilerventil bewegt sich nach vorn und führt das Drucköl der Segelstellungspumpe vor den Verstellkolben, sodaß die Propeller-Blätter auf die normale Steigung zurückkehren.

Wenn nun der Propeller in der kleinsten Steigung angelangt ist und Segelstellungsknopf gehalten wird, ergibt sich ein Druckanstieg, dadurch öffnet ein Überdruckventil im Verteilerventil, wodurch Beschädigungen im Verstellmechanismus verhütet werden.

E. Die Funktion des Verstellmechanismus

Sobald eine Verstellung des Propellers eintritt, verschiebt sich der Kolben im Dom nach hinten oder vorne, je nachdem Regleröl auf der hinteren Domkolbenseite zu- oder abgeführt wird. Die am Kolben befestigten 4 Rollen gleiten in den Kulissen der beiden Verstellzylinder. Durch die schrägliegenden Gleitbahnen wandelt sich die geradlinige Bewegung in eine Rotation um, indem der innere Verstellzylinder eine Drehung ausführt, während der äußere stationär bleibt. Die Drehung überträgt sich über ein Kegelradgetriebe auf die Propeller-Blätter, die sich dann gemeinsam um ihre Längsachsen verdrehen.

**AUA** *AUSTRIAN AIRLINES*

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

IGNITION

(Douglas DC-3)

T 55 e

Bearbeitet: Ing. Kozak

Ausgabe: 1/6/1964

Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

# IGNITION

## Inhaltsangabe

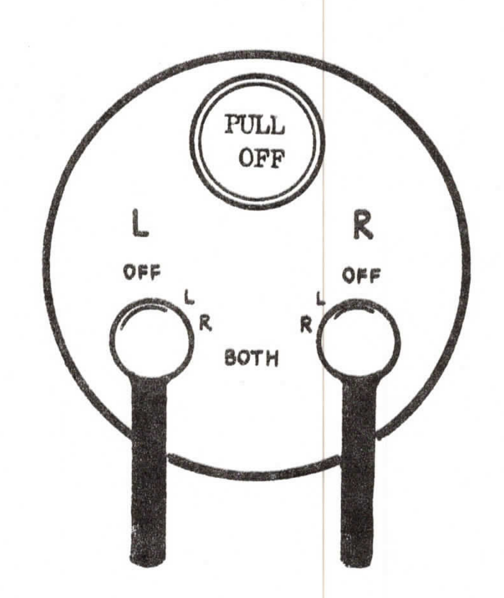
IGNITION

Abbildungsverzeichnis

UNTERBRECHER DREHT ½ KW-DREHZAHL
VERTEILERFINGER
KONDENSATOR
SPULENKERN MIT POLSCHUHEN
VERTEILER
VERTEILER-SEGMENTE
8-POLIGER ROTOR-MAGNET DREHT 7/8 KW-DREHZAHL
MAGNET
ZÜNDSCHALTER IM COCKPIT
ZÜNDKERZE

Fig. 12

T 55 e 1 SCHEMA DER ZÜNDANLAGE




T 55 e 2 ZÜNDSCHALTER

T 55 e 3 STROMKREIS DER ZÜNDANLAGE

SB11
+
Boost 1
SW Mag.
2
RIGHT MAGNET
RIGHT MOTOR
M5
FIRE WALL
JUNCTION BOX
3-4
2
LEFT MAGNET
RIGHT MOTOR
M2
M4
5
M15
R
L
MAGNETIC
SELECT
SWITCH
L
R
M7
CENTER
WING
BUS
Seite 18/Pos. 39
M8
M10
M11
M13
LEFT MAGNET
LEFT MOTOR
3-4
2
M14
FIRE WALL
JUNCTION BOX
RIGHT MAGNET
LEFT MOTOR
SW Mag.
Boost
+
2
SB12

T 55 e 4 MAGNETO CONNECTIONS

RECHTER MAGNET
Drähte 1÷14 führen auf vordere Kerzen sämtlicher Zyl.

LINKER MAGNET
Drähte 1÷14 führen auf hintere Kerzen sämtlicher Zyl.

1 V, 1 H, 2 V, 2 H, 3 V, 3 H, 4 V, 4 H, 5 V, 5 H, 6 V, 6 H, 7 V, 7 H, 8 V, 8 H, 9 V, 9 H, 10 V, 10 H, 11 V, 11 H, 12 V, 12 H, 13 V, 13 H, 14 V, 14 H

Flugrichtung

| Segment-Nr. im Magnet | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | RECHTER MAGNET |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Zylinder-Nr. | 1 | 10 | 5 | 14 | 9 | 4 | 13 | 8 | 3 | 12 | 7 | 2 | 11 | 6 | |
| Kerzenposition | V | V | V | V | V | V | V | V | V | V | V | V | V | V | |

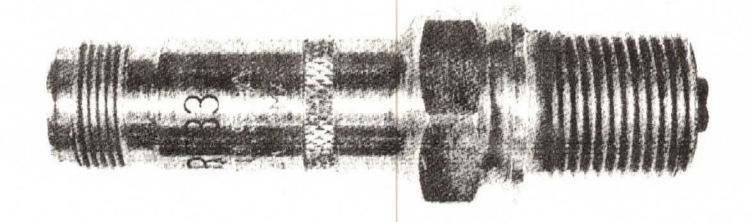
V = vordere K.

| Segment-Nr. im Magnet | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | LINKER MAGNET |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Zylinder-Nr. | 1 | 10 | 5 | 14 | 9 | 4 | 13 | 8 | 3 | 12 | 7 | 2 | 11 | 6 | |
| Kerzenposition | H | H | H | H | H | H | H | H | H | H | H | H | H | H | |

H = hintere K.

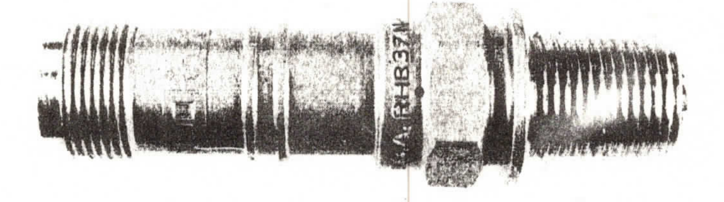
T 55 e 5 VERDRAHTUNG AM TRIEBWERK

CHAMPION REB-37N



Kabelanschl.-Gew. 5/8". Randrierung am Schaft. Grosser Kerzenflansch. 4 Massen-Elektroden.

CHAMPION RHB 37N




Kabelanschl.-Gew. 3/4". 2 Rippen am Schaft. Grosser Kerzenflansch. 4 Massenelektroden.

T 55 e 6 ZÜNDKERZEN

# IGNITION

## Allgemeines

### 1. Aufgabe

Bei Zündmotoren ist zur Einleitung der Verbrennung eine Zündung durch einen oder mehrere elektrische Funken notwendig. Die Zündtemperatur eines Benzinluftgemisches liegt bei ca. 330°C. Im Motorzylinder sind jedoch zur sicheren Einleitung der Verbrennung wesentlich höhere Temperaturen notwendig, und zwar nach Versuchen bei einem luftgekühlten Zylinder ca. 850°C, bei einem wassergekühlten Zylinder ca. 950°C. Die zur Erzeugung des Funkens notwendige Spannung beträgt bei einem Druck von ca. 6 at und kaltem Motor ca. 10 000 Volt. Aus Gründen der Betriebssicherheit wurde schon in den Anfängen des Flugmotorenbaues die Zündung doppelt ausgeführt. Heute ist dies durchwegs der Fall und zwar nicht nur wegen sicherheitstechnischen Gründen, sondern zwecks Erzielung einer im ganzen Verbrennungsraum gleichzeitig einsetzenden Verbrennung. Lange Flammenwege sind grundsätzlich zu vermeiden, da sie das Auftreten des "Klopfens" im Motor stark begünstigen.

### 2. Prinzip der elektrischen Zündung

Man unterscheidet zwei verschiedene Arten von Zündanlagen:

Batteriezündung - Magnetzündung.

Die Batteriezündung findet hauptsächlich für Automobilmotoren Verwendung, während die Flugmotoren hauptsächlich mit doppelter Magnetzündung ausgerüstet sind.

Niedrig gespannter Wechsel- (Magnetzündung) oder Gleichstrom (Batteriezündung) von 6 - 24 Volt wird periodisch im Moment der Zündung unterbrochen. In einem Transformator wird dadurch dieser niedrig gespannte Strom zur Erzeugung eines sehr hoch gespannten

Stroms: 10 000 - 16 000 Volt, verwendet.

Unter Wärmewert einer Kerze versteht man die Widerstandsfähigkeit gegen die Verursachung von Glühzündungen. In der Hauptsache eine Angelegenheit der Wärmeabfuhr der mittleren Elektrode. Die Wärmeabfuhr der mittleren Elektrode hängt in hohem Maße von der Wärmeleitfähigkeit des Isolators ab. Die Wärmeleitfähigkeit von Glimmer (früher vorwiegend verwendet), Silimanit und Sinterkorund verhalten sich wie 1 : 5 : 50.

Die Kerze muß einerseits so heiß sein, daß bei allfällig langen Gleitflügen daran sammelndes Öl sofort verbrannt wird, andererseits muß die Kerze so kühl bleiben, daß auch bei starker Motorbeanspruchung keine Selbstzündungen auftreten.

Die Magnetzündung weist mit Ausnahme der Batterie die gleichen Elemente auf, wie die Batteriezündung, nur sind sämtliche Elemente in einem relativ kleinen und leichten Apparat zusammengebaut.

Zündung am R 1830-92

1. Allgemeines

Hochspannungs-Magnetzündung und für den Anlaßvorgang kurzfristig Batteriezündung.

Das verdichtete Brennstoff-Luftgemisch wird 25° Kurbelwellenwinkel vor Erreichen des oberen Totpunktes entzündet.

2. Aufbau

Die Anlage besteht aus zwei voneinander unabhängig arbeitenden Zündmagneten, die je links und rechts am Aggregateträger montiert sind. Der linke Magnet zündet die hinteren Kerzen, der rechte die vorderen Kerzen der Zylinder.

Folgende Teile sind im Zündmagnetengehäuse montiert:

- Der 8-polige permanente Rotor-Magnet.
  Er erzeugt das wechselnde Magnetfeld.

- Die aufeinander gewickelten Primär- und Sekundärwicklungen, mit denen die Spannung induziert wird.
- Unterbrecher. Unterbricht den Primärstromkreis jeweils in dem Augenblick, da der Zündfunken geliefert werden muß.
- Kondenser. Reduziert das schädliche Feuer an den Unterbrecherkontakten.
- Verteiler. Steuert die Stromabgabe auf die für die Zündung vorgesehenen Zylinder resp. Zündkerze (Zündreihenfolge).

Zündschalter im Cockpit (in der Mitte oberhalb der Frontscheiben montiert). Damit kann die Zündung ein- und ausgeschaltet werden, bzw. wechselseitig die beiden Zündstromkreise eingeschaltet werden.

Jeder Motor hat einen Zündschalter mit den Stellungen OFF, L, R, BOTH.

Mittels eines Knopfes in der Mitte des Schalters können alle Magnete miteinander kurzgeschlossen werden, d.h. wenn der Knopf herausgezogen ist, bleiben die Magnete kurzgeschlossen, ungeachtet der Stellung der einzelnen Zündschalter.

3. Funktion der Magnetzündung

Der achtpolige Magnetrotor mit wechselnder Polarität erzeugt bei zwei Kurbelwellenumdrehungen 14 Impulse. Durch den Kraftlinienfluß im Spulenkern fließt in der Primärwicklung ein Strom, wenn die Unterbrecherkontakte geschlossen sind. Der Magnet ist so eingestellt, daß die Polschuhe des Magnetrotors im Zündmoment von den Polschuhen des Spulenkerns ablaufen und dabei den größten Kraftlinienwechsel produzieren. Das ist der Moment, bei welchem der Unterbrecher den Primärstromkreis öffnet. Dadurch wird in der Sekundärwicklung eine Hochspannung erzeugt, welche über den Hochspannungskontakt zur Verteilerelektrode geführt wird. Die Hochspannung springt von der Verteilerelektrode des Verteilerrotors über einen kleinen Luftspalt zu den Elektroden des Verteilersegmentes. Die im Verteilersegment befestigten Zündkabel führen den Zündstrom durch den Zündring zu den Kerzen.

4. Anlaßzündung

Beim Anlassen mit dem Starter genügt die Drehzahl nicht, um einen Funken zu erzeugen. Diese Aufgabe übernimmt der Vibrator.

- Beim Betätigen des "Booster"-Schalters im Cockpit fließt Gleichstrom von der Bordbatterie bzw. von der Außenbordstromquelle auf den Vibrator durch einen Unterbrecher zerhackt und durch eine abgeschirmte Leitung auf die Primärwicklung der Zündspule des rechten Magneten geführt. Dadurch wird in der Sekundärwicklung beim Öffnen des Primärstromkreises durch den Unterbrecher ein Hochspannungsstoß erzeugt, der über den Verteiler auf die vorderen Kerzen geleitet wird. Die Hochspannung wird jedoch nur erzeugt, wenn der Zündschalter auf "BOTH" oder "R" ist.

Hauptbestandteile

1. Magnete

A. Allgemeines

Typ: "BOSCH" SF 14 LU 7, SF 14 LC 7
Untersetzungsverhältnis: Kurbelwelle-Magnet 1 : 0,875
Anlaßstrom: Auf rechtem Magnet
Fest eingestellte Vorzündung: 25° für beide Magnete
Zündreihenfolge: 1 10 5 14 9 4 13 8 3 12 7 2 11 6
Magnet rechts arbeitet auf vordere Zündkerzen
Magnet links arbeitet auf hintere Zündkerzen
Linker und rechter Magnet untereinander austauschbar.

B. Aufbau des Magneten

(1) Rotorgehäuse

4-poliger Rotor aus Magnetstahl, lamelliert, Polschuhe ebenfalls lamelliert, stationärer Magnet. Rotor auf 2 Kugellager gelagert, Antrieb durch Riffelbüchse. Gehäuse aus Leichtmetall-Legierung.

(2) Spulengehäuse

Zündspule mit Primär- und Sekundärwicklungen.

(3) Unterbrechergehäuse

Antrieb Rotor-Unterbrechernocken 1 3/4 : 1.14-teiliger Unterbrechernocken, kompensiert. Antriebszahnräder aus Kunststoff. Kurzschlußkabelanschluß, Primärkondenser, Unterbrechermechanismus bestehend aus Unterbrecherkammer, Nockenhebel und Unterbrecherambos. Ambos mittels Exzenterschraube verstellbar.

(4) Verteilergehäuse

Verteilerrotor mit 4 Verteilerelektroden. Auf der gleichen Welle wie Unterbrechernocken. 2 spezielle Elektroden mit Schleifring für Anlaßzündung, Verteilersegment mit 2 Reihen von je 7 Elektroden. Anschluß der Zündkabel und des Boosterkabels durch Spitzschrauben.

2. Zündring

Gummizündkabel geführt in flexiblen Führungsrohren vom Magnet zum Zündring vor den Zylindern. Kabel werden vom Zündring aus in abgeschirmten Schutzhüllen zu den einzelnen Zündkerzen geführt. Zum Austritt von Kondenswasseransammlungen, 2 Löcher an den untersten Punkten des Zündringes.

3. Zündkabel

Fabrikat "AUTO-LITE", gummiisoliert.

4. Zündkerzen

Champoin REB-37 N heavy duty standard, bzw. RHB-37 N heavy duty all weather.

5. Magnet-Schalter

Oberhalb der Frontscheiben in der Mitte oben. Je ein Schalter für jeden Motor mit den Bezeichnungen "OFF", "L", "R", "BOTH". Ein Knopf in der Mitte des Schalter bezweckt alle Magnete gleichzeitig kurzzuschließen, ohne Betätigung der einzelnen Motorschalter.

Wenn Schalter auf "L" (left) arbeitet linker Magnet und rechter Magnet ist kurzgeschlossen.

Wenn Schalter auf "R" (right) arbeitet rechter Magnet und linker Magnet ist kurzgeschlossen.

Wenn Schalter auf "BOTH" (beide) arbeiten beide Magnete.

Wenn Schalter auf "OFF" (aus) sind beide Magnete kurzgeschlossen.

WICHTIG: Bei demontiertem Kurzschlußkabel sind Magnete nicht mehr kurzgeschlossen, auch wenn Schalter auf "OFF" steht. Ein Bewegen des Propellers darf daher keinesfalls stattfinden.

6. Vibrator (Booster)

Im Einbau montiert. Betriebsspannung 24 Volt. Besteht aus einem Relais zur Einschaltung eines Unterbrechers, welcher den Gleichstrom in rascher Folge unterbricht (zerhackt).

Wird nur zum Anlassen des Motors gebraucht.

Funktion und Bedienung

1. Anlaßzündung

Um ein einwandfreies Anlassen des Motors zu ermöglichen, muß ein genügend hoher Anlaßstrom erzeugt werden. Der bereits beschriebene Vibrator übernimmt diese Aufgabe. Bei Betätigung des "BOOSTER"-Schalters im Cockpit fließt Gleichstrom von der Bord- bzw. Außenbordbatterie auf den Vibrator.

Sobald elektr. Energie zum Vibrator fließt, wird ein Relais innerhalb desselben betätigt, welches den Stromkreis zum Unterbrecher schließt.

Der vom Unterbrecher zerhackte Gleichstrom wird sodann durch eine abgeschirmte Leitung auf die Primärwicklung der Zündspule des rechten Magneten geführt.

In der Sekundärwicklung passiert dasselbe wie bei normalem Be- Betrieb des Magneten, indem der pulsierende Gleichstrom eine Hochspannung erzeugt, sobald Unterbrecherkontakte öffnen.

Die Hochspannung geht auf normalem Weg auf den Verteilerrotor und durch die Zündkabel zu allen vorderen Zündkerzen.

2. Magnetzündung

Beide Magnete werden durch eine Riffelung mit den im Geräteträger befindlichen Antrieben gekuppelt.

Der achtpolige Magnetrotor mit wechselnder Polarität erzeugt bei 1 Umdrehung 8 Impulse. Durch den Kraftlinienfluß-Wechsel im Spulenkern entsteht in der Primärwicklung ein Strom, wenn die Unterbrecherkontakte geschlossen sind. Beim Öffnen der Kontakte wird der Primärstrom unterbrochen. Dies erzeugt in der Sekundärwicklung eine Hochspannung, welche über den Hochspannungskontakt durch den Sekundärkondenser zur Verteilerelektrode geführt wird.

Die Hochspannung springt von der Verteilerelektrode des Verteilerrotors über einen kleinen Luftspalt zu den Elektroden des Verteilersegmentes.

Die im Verteilersegment befestigten Zündkabel führen den Zündstrom durch den Zündring zu den Kerzen.

3. Kontrolle und Zündeinstellung für Boschmagnete

A. Allgemeines

Die beiden auf den Triebwerken R 1830 - 92 montierten Bosch Magnete P/N SF 14 LU - 7 versorgen eine Hochspannungszündanlage.

Die gewünschte Vorzündung beträgt 25° v.o.Tp. des Kolbens und wird immer am Zylinder Nr. 1 mit einem "Time Rite" kontrolliert. Das Unterbrecherspiel am Magneten muß 0,22...0,25 mm betragen.

B. Zündmomentkontrolle

(1) Löse und entferne Zündkabel und Zündkerze vom Zylinder Nr. 1 (oben Mitte; hintere Reihe).

(2) Drehe den Propeller bis der Kolben von Zylinder Nr. 1 sich im Explosionstakt befindet. (Entferne eventuell den Kipphebelgehäusedeckel; Kipphebel müssen entlastet sein.)

(3) Schraube den "Time Rite" in das Kerzenloch von Zylinder Nr. 1.

(4) Entferne den Magnetunterbrecherdeckel und schließe den Summer an.

ACHTUNG: Kurzschlußkabel nicht entfernen da sonst Magnet eingeschaltet ist.

(5) Verdrehe nun langsam den Propeller bis der Kolben an den Zündzeitpunkt 25° v.o.Tp. kommt.

Beachte: Ist der Magnet richtig eingestellt, so müssen beide Lampen des Summers gleichzeitig aufleuchten und der Positionszeiger des "Time Rite" auf 25° stehen. Weiters muß ein an die Ausfräsung am Nocken angelegtes Lineal mit den beiden am Gehäuse angebrachten Markierungen T übereinstimmen.

(6) Trifft eine der in Punkt (5) angegebenen Bedingungen nicht zu, so ist eine Korrektur der Einstellung laut Punkt C. durchzuführen.

C. Korrektur der Magneteinstellung

(1) Stimmen die beiden Gehäusemarkierungen T nicht mit der 25°-Anzeige überein, so sind die 3 Befestigungsmuttern am Flansch des Magneten zu lockern und der ganze Magnet soweit zu verdrehen, bis die in Punkt B. (5) angegebenen Bedingungen erfüllt sind.

(2) Stimmen die Markierungen überein und die Summerlampen sprechend nicht an, so ist das Unterbrecherspiel zu kontrollieren und eventuell nachzustellen.

ACHTUNG: Ein Verstellen des Unterbrecherspiels darf keinesfalls durch Verschieben der Unterbrechergrundplatte erfolgen.

(3) Alle gelösten Schrauben sind festzuziehen und abzusichern.

(4) Der Zündmoment ist nochmals zu kontrollieren.

D. Zündmomenteinstellung bei Magnetwechsel

(1) Kurbelwelle auf Zündpunkt (25°) einstellen und Magnet ausbauen.

(2) Verdrehe die Unterbrechernocke des neu einzubauenden Magneten in der angegebenen Drehrichtung bis der auf den Nocken angebrachte rote Punkt vor den Nockenhebel zu liegen kommt.

(3) Fahre den Magnet in dieser Stellung in die Antriebswelle am Triebwerk ein.

(4) Schließe den Summer an.

(5) Presse den Auflageflansch des Magneten leicht gegen das Triebwerk und verdrehe den Magnet soweit dies die Montageschlitze erlauben. Leuchtet dabei die Summerlampe auf, so können die Montagemuttern angebracht und leicht angezogen werden.

(6) Werden die in Punkt (5) angeführten Bedingungen nicht erfüllt, d.h. die Summerlampen leuchten bei Verdrehen des Magneten nicht auf, so ist wie folgt vorzugehen:

(a) Demontiere den Magnet vom Triebwerk und verdrehe die Unterbrechernocke um 360°.

(b) Wiederhole die in Punkt (3), (4), (5) beschriebenen Vorgänge.

(c) Tritt nach 4 vollen Umdrehungen noch kein Abriß ein, so löse die Riffelbüchse und versetze sie um eine Nute, bis ein Öffnen der Kontakte festgestellt werden kann. Ziehe die Antriebsriffelbüchse fest und sichere sie ab.

(7) Synchronisiere den neu eingebauten mit dem schon vorhandenen Magneten.

(8) Ziehe die Montagemuttern fest und sichere sie ab.

(9) Führe nochmals eine Zündmomentkontrolle laut Punkt B. durch.

4. Störungen

| Störung | Wahrscheinliche Ursache |
| --- | --- |
| Teilweises Aussetzen der Zündung | Abgenutzte oder abgebrannte Unterbrecherkontakte<br>Ungenaue Einstellung der Kontakte<br>Unsaubere Kontaktoberflächen<br>Falsch montierter Magnet<br>Defekte Zündspule<br>Kurzschluß im Kondenser<br>Lose Primärstrom-Anschlußstelle |
| Komplettes Versagen der Zündung | Geerdeter Primärstromkreis<br>Schmutzablagerungen auf den Kontakten<br>Übermäßig abgenutzter Nockenhebel<br>Zündspule defekt<br>Kurschluß im Primärkondenser |

In den meisten Fällen ist das Auswechseln des fehlerhaften Magneten unerläßlich.

5. Totpunktanzeiger "Time Rite" (Piston Position Indicator)

A. Zweck

Der Totpunktanzeiger "Time Rite" erlaubt:

(1) Die genaue Einstellung des oberen Totpunktes.

(2) Die Einstellung der Magnete auf den entsprechenden Zündzeitpunkt.

B. Anwendung

(1) Der Totpunktanzeiger wird in das Kerzenloch von Zylinder Nr. 1 eingeschraubt, dabei ist jedoch zu beachten, daß sich der Kolben im Kompressionstakt befindet. Ferner muß Anzeiger eingeschraubt werden, bevor sich der Kolben in der obersten Stellung befindet, ansonst ein Einschrauben unmöglich ist.

(2) Nach Einschieben der dem Motor entsprechenden Grad-Skala und Verschieben des Schleppzeigers in die oberste Position kann die Einstellung vorgenommen werden.

(3) Propeller wird in Drehrichtung bewegt, dabei verschiebt sich der Schleppzeiger nach unten und bleibt bei Überschreiten des oberen Totpunktes stehen.

(4) Schiebeskala wird nun verschoben bis 0 Position mit Strichmarke des Schleppzeigers übereinstimmt.

(5) Propeller wird in Ausgangsstellung zurückgedreht und Schleppzeiger auf oberste Position gebracht.

(6) Durch langsames Vorwärtsbewegen des Propellers kann nun mit Hilfe dieses Instrumentes der vorgeschriebene Zündzeitpunkt kontrolliert oder auch die Magnete eingestellt werden.

6. Prüfen der Zündanlage

- Mit Zündschalter schalten:
  BOTH R BOTH L R BOTH
- Maximaler RPM-Abfall (50...75 RPM) 100 RPM
- RPM-Differenz, wenn Motor durch linken oder rechten Magnet gezündet wird, 40 RPM.
- Zusätzliche Kontrolle:
  Wenn der Motor auf einem Magnet läuft, durch das Fenster kontrollieren, ob der Motor "schüttelt". Dies ist der Fall, wenn eine Kerze nicht zündet.

**AUA** AUSTRIAN AIRLINES

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

ENGINE INDICATING

(Douglas DC-3)

T 55 f

Bearbeitet: Ing. Kozak

Ausgabe: 1/6/1964

Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

# ENGINE INDICATING

## Inhaltsangabe



## Abbildungsverzeichnis





1 INDICATOR

LEFT RIGHT

2 A B C | B A C 2

EH31 EH30 EH29 EH28 EH27 EH26

3 21 20 18 23 24 19 NOSE JUNCTION BOX

EH17 EH2 EH24 EH4 EH7 EH25

3 82 83 99 98 84 TUNNEL JUNCTION BOX

EH15 EH23 EH13 EH8

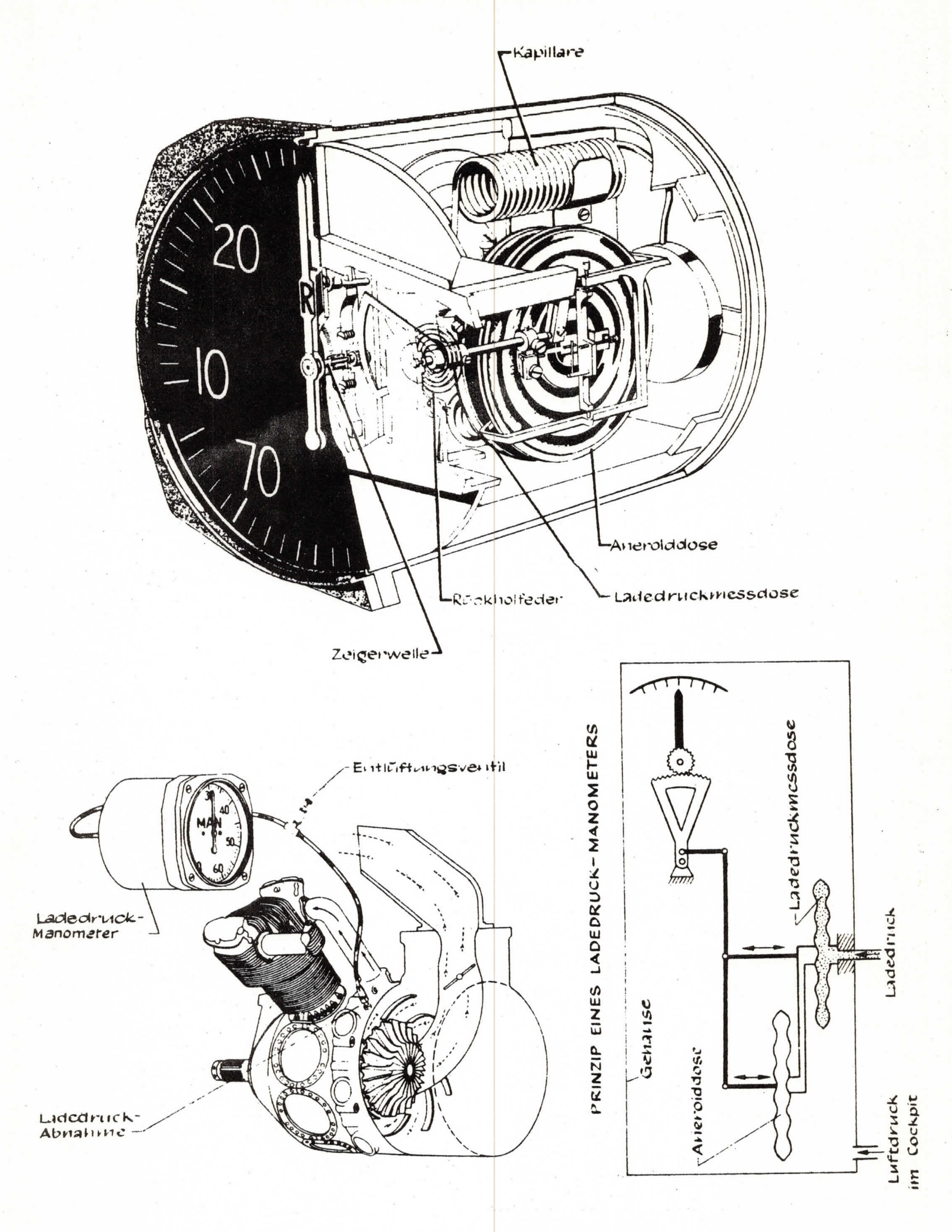
PLUG IN FIRE WALL JUNCTION BOX

PLUG IN FIRE WALL JUNCTION BOX

6 R.P.M. TACHO GENERATOR L.H. — 7 B A C — EH21 EH22 EH12 — 3 8 — 4-5

4-5 — 8 3 — EH11 EH6 EH3 — A B C 7 — R.P.M. TACHO GENERATOR 6 R.H.

T 55 f 1 RPM-INDICATING SYSTEM




T 55 f 2 MANIFOLD PRESSURE INDICATING SYSTEM

MAIN JUNCTION BOX
TF3 — 1 5A — TF2 — 83 2

CARBURETTOR TEMP. BULB 3 — BULB — B A 12
OIL TEMP. BULB 4 — BULB — 12 A B
CARBURETTOR TEMP. BULB 3 — BULB — B A 12
OIL TEMP. BULB 4 — BULB — 12 A B

TA20 TA10 TB19 TB20 TA19 TB10 TB9 TA9

O.A.T. BULB — BULB 3 — A B 13
TF1 TD5 TD3

LEFT ENG. JUNCT. BOX
RIGHT ENG. JUNCT. BOX
FIRE WALL JUNCT. 5 LEFT BOX 6
FIRE WALL JUNCT. 5 RIGHT BOX 6
5-6 5-6

TUNNEL JUNCTION BOX 2 — 6-8 28 24-25

TB15 TA15 TB5 TA5
75 74 121 120
2 TUNNEL JUNCTION BOX

NOSE JUNCT. BOX 2

7 O.A.T. INDICATOR 8 — A TD6 6 TD2; C TD7 3 TD1; B TD8 10 TD4

9 OIL INDICATOR 10 — A TB21 7 TB12; C TB22 1 TB11; B TB23 32 TB14; E TB24 30 TB4

11 CAB. AIR TEMP. INDICAT. 10 — A TA6 8 TA2; C TA3 2 TA1; B TA13 31 TA14; E TA7 29 TA4

T 55 f 3 C.A.T., OIL, O.A.T. INDICATING SYSTEM

**NOTE :**
5 MILLIVOLTS FOR EACH 100° C IN STANDARD AIR COND.

THERMOELEMENT

L.H. 1 — KONSTANTAN — EISEN

R.H. 1 — KONSTANTAN — EISEN

**NOTE:**
FOR GROUND CHECK THERMO-ELEMENT MUST BE IN STANDARD AIR TEMP. 20° C. CABLE REST. 8 OHM.

T19 T18 T7 T6

FIRE WALL JUNCT. BOX 7 1 — 2-3

FIRE WALL JUNCT. BOX 7 1 — 2-3

EACH CABLE LENGTH OF 50 FEETS. 8 OHM RESISTANCE.

5 5

T23 T14 T11 T2

JELLOW BLACK JELLOW BLACK

JELLOW: KONSTANTAN
BLACK : IRON

\+ − + C.H.T. INDICATOR 4

T 55 f 4 C.H.T. INDICATING SYSTEM

# ENGINE INDICATING

## RPM Indicating System

Der rotierende Permanentmagnetrotor des Tachometer Generator induziert in der Dreiphasenwicklung des Stators eine Spannung, deren Frequenz der Triebwerksdrehzahl proportional ist.

Im Anzeigegerät befindet sich ein Synchromotor, dessen Stator mit dem Stator des Gebers durch Leitungen verbunden ist. Die auf diese Art im Anzeigegerät reproduzierte synchrone Drehzahl wird auf dem Wirbelstromprinzip in einen proportionalen Zeigerausschlag umgesetzt.

## Manifold Pressure Indicating System

Die Druckanzeige für den Ladedruck wird am Ladergehäuse jedes Triebwerkes abgenommen. Das Doppelanzeigegerät am Center Instrument Panel gibt den Druck in Zoll Quecksilbersäule an (in. Hg.). Rohrleitungen verbinden das Anzeigeinstrument mit den beiden Ladergehäusen der beiden Triebwerke.

Ein Selektierventil, das sich an der Rückseite des Center Instrument Panel befindet und von einem kleinen Hebel betätigt wird, ermöglicht ein Durchblasen der Leitungen während des Warmlaufens der Motoren. Weiters kann man mit dem Ventil ein Vertauschen der Versorgungsleitungen vornehmen, um festzustellen, ob eines der beiden Meßgeräte eine falsche Anzeige liefert.

## Carburetor Air Temperature Indicating System

Ein Doppelanzeigegerät befindet sich auf der rechten Seite des Instrument Panel. Je ein Widerstandsthermometer befindet sich in

den Luftansaugleitungen der Vergaser.

Oil Temperature Indicating System

Ein Doppelanzeigegerät befindet sich auf der rechten Seite des Instrument Panel. Je ein Widerstandsthermometer befindet sich auf der rechten Seite des Geräteträgers in der Eintrittsleitung.

Cylinder Head Temperature Indicating System

Ein Doppelanzeigegerät befindet sich auf der rechten Seite des Instrument Panel. Die Temperaturmessung erfolgt mit je einem Thermoelement auf jedem Triebwerk, wobei das Element mit einer Zündkerze an einem bestimmten Zylinderkopf mitgeschraubt ist.

AUA AUSTRIAN AIRLINES

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

| |
|---|
| OIL<br>(Douglas DC-3) |
| T 55 g |

Bearbeitet: Ing. Kozak

Ausgabe: 1/6/1964

Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

# OIL

## Inhaltsangabe



## Abbildungsverzeichnis

ÜBERLAUF
EINFÜLLSTUTZEN
OELTANK
OELDURCHLAUF-BEHÄLTER
BRANDHAHN (ABSPERRVENTIL)
SEGELSTELLUNGSPUMPE
ZU PROPELLER
OELABLASSHAHN
OEL-KÜHLER-VENTIL
OEL-KÜHLER
OELDRUCK MANOMETER
OELTHERMOMETER
MOTOR

- OELZUFUHRLEITUNGEN ZUM MOTOR UND PROPELLERSEGELSTELLUNGSPUMPE
- WARMOEL-RÜCKLAUF
- ZUM OELDRUCKMANOMETER
- ELEKTR. KABEL
- DRUCKAUSGLEICH UND ENTLÜFTUNG
- BENZINLEITUNG FÜR KALTSTART

T 55 g 1 SCHMIERSTOFFANLAGE, FLUGZEUGSEITIG

T 55 g 2 SCHMIERUNG DES TRIEBWERKS




# TECHNICAL SCHOOL NOTES

FUEL PRESS. OIL PRESS. FUEL PRESS. OIL PRESS.

RED PRESS. TO TEST TYP

LEFT ENGINE 1-2 | 1-2 | RIGHT ENGINE 1-2 | 1-2

1 2 3

PRESS TO TEST GROUND LINE ONLY

WL20 WL21 WS11 WL23 WS12

1 5 3 4 2 3-4

INSTRUMENT PANEL PLUG

WL15 WL16 WS9 WL18 WS10

4 5 15 12 16 5

NOSE JUNCTION BOX

WL1 WL11 WS7 WL13 WS8

4 78 79 124 125 5

TUNNEL JUCNTION BOX

WL8 WL3 WS1 WL2 WS2

MAIN JUNCT. BOX 5

46

WL9

8 5A

LEFT NACELLE JUNCT. 5

12-13 1 2

RIGHT NACELLE JUNCT. 5

12-13 1 2

WL7 WL5 WS5 WS3 WL6 WL4 WS6 WS4

B A | B A | B A | B A

9-10 LEFT FUEL WARNING RELAY

6-7 LEFT OIL WARN. RELAY

9-10 RIGHT FUEL W RELAY

6-7 RIGHT OEL W. RELAY

T 55 g 3 LOW OIL PRESSURE WARNING

# OIL

## Schmierstoff-Anlage, flugzeugseitig

### 1. Allgemeines

Jeder Motor hat zur Zu- und Rückführung vom Tank zum Motor und zur Kühlung des Schmieröls ein eigenes Kühlsystem. Das verwendete Öl ist Aeroshell Oil W 100. Die Systeme der beiden Motoren können nicht miteinander verbunden werden, wie dies z.B. bei der Benzinanlage der Fall ist.

### 2. Hauptbestandteile der Anlage

Das System besteht aus den folgenden Teilen:

A. Öltank

Der aus Leichtmetall angefertigte Tank ist in der Motorgondel hinter der Schottwand aufgehängt.

Der Tankinhalt beträgt 26 US Gall. (ca. 100 l) plus 3 US Gall. Expansionsraum. Da die Entnahme über ein in den Tank hineinragendes Standrohr erfolgt, bleibt immer eine Reserve von 1,6 US Gall. Diese Reserve wird für den Segelstellungsvorgang verwendet.

Im Tank ist ein zyl. Gefäß (Hopper) montiert. Es dient zur raschen Erreichung der Öl-Betriebstemperatur. Das Rücklauföl fließt direkt in den Hopper. Die Ölzuführung zum Motor erfolgt durch ein Standrohr, das in den Hopper hineinragt.

Der Einfüllstutzen befindet sich auf der Motorgondel-Oberseite und ist mit einem Deckel und Bayonetverschluß versehen. Am Tankdeckel ist ein Meßstab befestigt. Dies ist die einzige Anzeige des Ölstandes d.h. die Ölquantität kann vom Cockpit aus nicht überwacht werden.

B. Shut-off Hahn

Dieser ist in der Zuleitung zum Motor eingebaut und an der Schottwand unter dem Öltank montiert. Er ist mit dem Benzin- und Hydraulik-Öl-Shut-off gekuppelt.

Der Shut-off Hahn darf nie bei laufenden Motoren geschlossen werden.

C. Ölkühler-Ventil

Das Ölkühlerventil ist das eigentliche Kontroll- und Regulierorgan der Schmieröltemperatur. Auf dem Ölkühler montiert ist es druck- und temperaturunempfindlich. Bis zu einer Temperatur von ca. 65°C wird das Öl direkt in den Tank zurückgeführt. Zwischen 65° und 70°C wird das Öl dem Kühlermantel entlang, und über 70° durch die Waben des Ölkühlers geleitet.

D. Ölkühler

Der Ölkühler (Wabenkühler) ist unten an der Schottwand aufgehängt. An seiner tiefsten Stelle befindet sich ein Ablaßzapfen (zum Ablassen des Öls bei sehr tiefen Temperaturen).

E. Segelstellungspumpe

Diese Pumpe gehört nicht direkt zum Schmieröl-System, sondern ist ein Bestandteil der Propellerverstellung. Wird der Segelstellungsvorgang eingeleitet, saugt sie Öl von der untersten Stelle des Tanks ab und fördert es zum Propellerregler und Dom.

3. Funktion und Bedienung

Das Öl fließt durch das Standrohr im Öltank-Unterteil und durch die Ausflußleitung zur Schottwand, wobei es den Shut-off passiert. Nach der Schottwand gelangt das Öl durch einen feuerfesten Schlauch im Motor-Einbau zum Anschluß am Aggregateträger und von dort zur motorgetriebenen Zahnradpumpe. Die Öldruck- und Öl-Temperaturabnahme erfolgt unmittelbar nachdem das Öl die Pumpe und den Filter passiert hat.

Nach Beendigung der Schmiertätigkeit im Motor wird das Öl durch die Rückförderpumpen zum Tank zurückgeführt. Es passiert dabei

das Regulier-Ventil, welches das Öl je nach Temperatur durch den Ölkühler steuert.

Die Öltemperatur kann vom Cockpit aus nicht beeinflußt werden, sie wird automatisch reguliert. Das Gleiche gilt für die Quantität, sie kann nur am Boden mit dem Meßstab gemessen werden.

Zur Überwachung des Öldrucks dient das Manometer am mittleren Instrumenten-Panel (Doppelinstrument).

Zur Überwachung der Temperatur dient das Instrument am Co-Pilot Flight Instrument-Panel.

Schmierung, triebwerksseitig

Die Schmierung des R-1830 ist als Druck-Umlaufschmierung ausgebaut und wird in ein Druck- und Rückfördersystem eingeteilt.

Das Drucksystem gliedert sich in zwei Zweige. Zweig 2 fördert das Öl für die Stösselrollen und -stangen, Kipphebel, Ventile und den Propellerregler. Zweig 1 beliefert die Zusatzgeräte, die Lader- und Starterwelle, die Zylinder, Kurbelwellenlager, Nockenscheiben und das Propeller-Untersetzungsgetriebe. Ein Teil dieses Öls wird noch in den Propellerdom zum Verstellungsmechanismus geleitet.

Eine dreistufige Zahnradpumpe im Geräteträger erfüllt die Funktion der Druckerzeugung und Rückförderung. Eine Stufe erzeugt den Druck im Schmierkreislauf. Die weiteren zwei saugen das Öl aus dem Hauptölsumpf und dem Motor-Hinterteil ab.

Im Frontgehäuse ist eine weitere 2-stufige Rückförderpumpe. Je eine Stufe saugt das Öl aus dem Kipphebelsumpf und aus der Propelleruntersetzung ab.

Bei Verunreinigung und Verstopfen des Filters wird dieser mittels eines By-pass umgangen.

Es wird die Eintritts-Öltemperatur gemessen.

Die Öldruckabnahme erfolgt im Schmierkreislauf nach dem Hauptfilter.

Verwendetes Öl: Aeroshell Oil W 100.
Limitations siehe "Power Plant General, T 55 a".
Normaler praktischer Ölverbrauch = ca. 0,6 US Gall./h = 2.25 l/h.
(mittlerer Wert für Streckenflüge)

AUA AUSTRIAN AIRLINES

# TECHNICAL SCHOOL NOTES

| |
|---|
| STARTING<br>(Douglas DC-3) |
| T 55 h |

Bearbeitet: Ing. Kozak

Ausgabe: 1/6/1964

Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft
Technisches Department
Technische Ausbildung (TU)

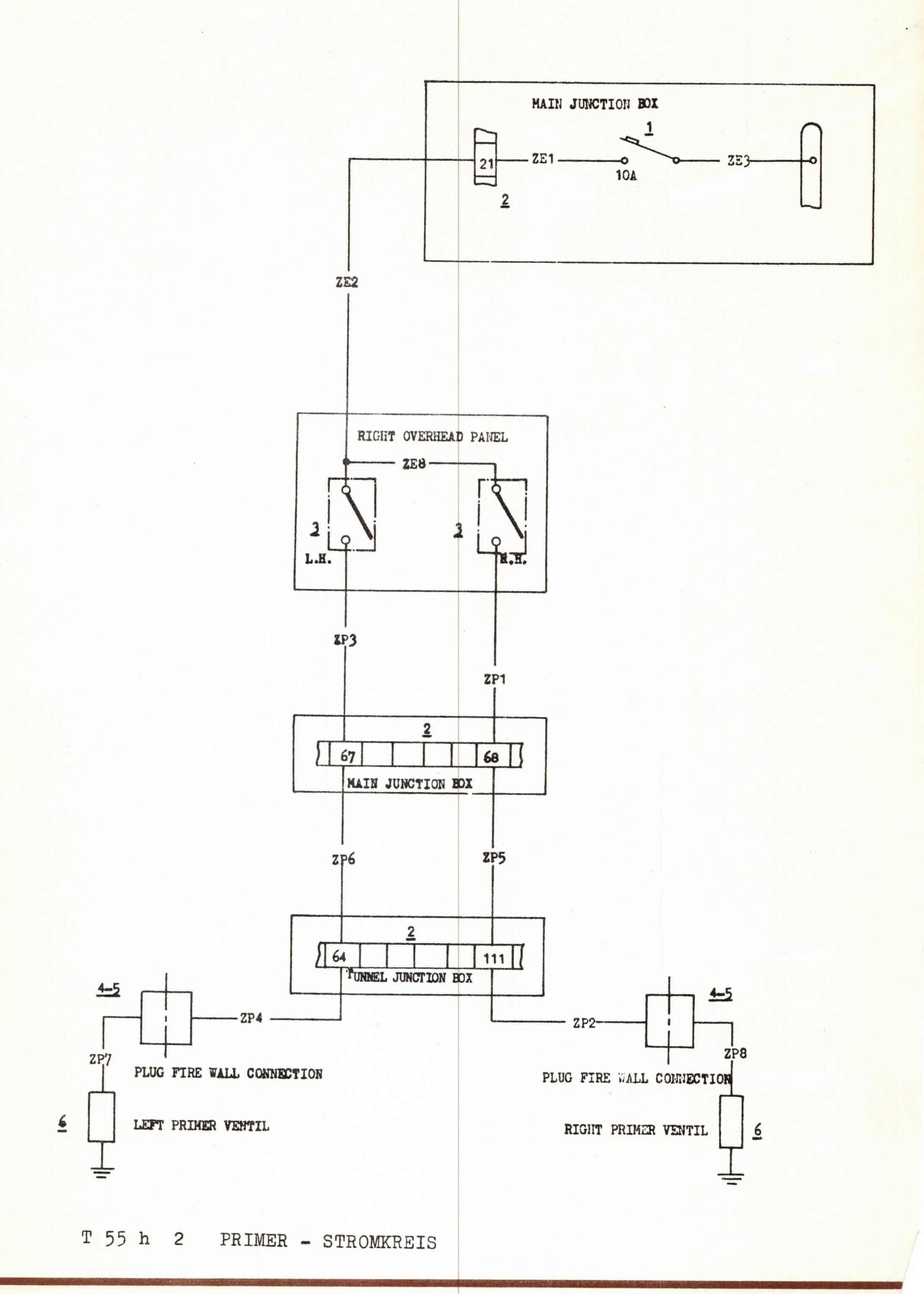


STARTING

Abbildungsverzeichnis

LEFT FIREWALL JUNCTION BOX
TUNNEL JUNCTION BOX
RIGHT FIREWALL JUNCTION BOX
SA6
B
A
SA2
1
P3
P2
SA1
SA5
2-3
Starter Relay
Siehe Seite 22a
+
3-4
L.H. Starter
R.H. Starter
5
4
SB15
6
SB14
SA3
SA4
SB12
SB9
SB3
S13
S8
SB11
6
8
115
67
114
TUNNEL JUNCTION BOX
7
Boost
+
SB8
SB2
S11
S6
M 13
M 14
M4
M5
6
77
78
79
49
MAIN JUNCT. BUS
Siehe Seite 24a
Siehe Seite 24a
SB7
SB1
S2
S1
BOOSTER SW. (SPRING LOADET)
L.H.
R.H.
R.H. OVERHEAD PANEL
L.H.
R.H.
STARTER SWITCH
8
8
SB13
SB13A
10
STARTER MASTER SWITCH
SB6
MAIN JUNCTION BOX
9
25
SB5
20A
SB4
6

T 55 h 1 STARTERMOTOR - STROMKREIS




T 55 h 2 PRIMER - STROMKREIS

AUA
Austrian Airlines
Tech. School Notes

Douglas
DC-3